Wiadomości Techniczne Lotnictwa

KWARTALNIK

WYDAWANY PRZEZ DEPARTAMENT AERONAUTYKI M. S. WOJSK., JAKO DODATEK DO „PRZEGLĄDU LOTNICZEGO"

Autorzy artykułów zamieszczonych w **„Wiadomościach Technicznych Lotnictwa“** są odpowiedzialni za poglądy w nich wyrażone.

TREŚĆ:

ROK III — WARSZAWA, PAŹDZIERNIK — 1935 — Nr. 4

Inż. ALEKSANDER GRZĘDZIELSKI.

Spółczynniki porównawcze samolotów.

Zazwyczaj uważa się, że powierzchnia skrzydła jest, poza ciężarem całkowitym i mocą silników, trzecią wielkością umożliwiającą porównanie samolotów. Mówi się więc o obciążeniu skrzydła, o mocy powierzchniowej i w odniesieniu do niej określa się spółczynniki aerodynamiczne. Sposób ten pociąga za sobą pewne nieporozumienia i niedogodności i nie jest w istocie wystarczający, gdyż zawsze jeszcze trzeba się powołać na wydłużenie skrzydła. Poza nawiasem porównania pozostaje zwykle rozpiętość skrzydła jakkolwiek już dawno zwrócono uwagę na jej podstawowe znaczenie dla ciężaru konstrukcji i własności w locie. Ten stan rzeczy jest spowodowany zapewne tem, że będące przeważnie w użyciu spółczyniki porównawcze dla statystyki samolotów, są wprowadzone na podstawie wielkości powierzchni skrzydła. W artykule niniejszym pragniemy zaproponować spółczynniki oparte na kwadracie rozpiętości jako wielkości odniesienia.

Stawiamy bowiem następujące zarzuty stosowaniu powierzchni skrzydła jako wielkości porównawczej:

W rzeczywiście wykonywanych samolotach jest nieraz bardzo trudno zdefinjować wielkość powierzchni skrzydła. Posiada ono bowiem bardzo często wykroje, w celu umożliwienia wsiadania i poprawienia widoczności, oraz rozliczne nadbudówki, jako gondole silników, oprofilowania podwozi, nie mówiąc już o kadłubach dolno — i średniopłatowców. W warunkach tych jest koniecznością rozróżnienie między powierzchnią umowną, geometryczną a aerodynamiczną, nośną faktycznie. Należy tu uwzględnić, że nie jest aerodynamicznie usprawiedliwionem pomijanie nośności kadłuba a przecenianie skuteczności skrzydła, np. opatrzonego gondolami. Również nie jest słuszne odciąganie powierzchni wykrojów od całkowitej jeżeli przez podniesienie kątów natarcia w tej części stworzone są warunki do rekompensaty straty nośności. Powierzchnia skrzydła wprowadzona do porównania ma więc swój sens tylko w odniesieniu do samolotów podobnych, wtedy jednak wystarczy się oprzeć na kwadracie dowolnej długości jako czynniku podobieństwa.

Pominąwszy to wszystko, wielkość powierzchni skrzydła jest, konstrukcyjnie rzecz biorąc mało ważną. Jest bowiem możliwe zbudowanie samolotów równowartych, t. j. posiadających te same osiągi, moc i ciężar, jako dwupłat, jednopłat mało obciążony i jednopłat bardzo obciążony z urządzeniami do zwiększania nośności profilu. Wprowadzając do obliczeń porównawczych pow. skrzydła, nie uwypuklamy bynajmniej zalet jednego lub drugiego układu lecz konstatujemy same różnice. Tak więc obliczamy dla dwupłata małe obciążenie skrzydła i małe spółczynniki oporów szkodliwych oraz małą moc powierzchniową, dla jednopłata zaś odwrotnie. System ten nie wprowadza zupełnie jasności, zaciemnia zaś wszystko jeszcze bardziej, jeżeli zaczniemy rozważać „wydłużenia" powyższych samolotów.

Najwięcej realnem wydaje się ocena największej nośności samolotu przez Cy max; w konstrukcjach jak dolnopłat z dwoma silnikami o nośności decyduje nie tyle powierzchnia nośna, ile długość części skrzydła poza kadłubem i gondolami silników. W tym wypadku chodzi nie o nośność profilu, lecz raczej o możliwą do osiągnięcia nośność całkowitą na danej rozpiętości. Obojętnem zaś będzie jakiemi środkami konstruktor tę nośność uzyskał, a to dlatego, że jak wykażemy później własności w locie poza prędkością lądowania zależą głównie od trzech czynników, jeżeli chodzi o płatowiec: od układu ustroju nośnego, od powierzchni oporów szkodliwych i rozpiętości. Ponieważ zaś od rozpiętości zależą wymiary i ciężar płatowca, jest koniecznością podkreślenie roli rozpiętości, a nie odwoływania się do pow. skrzydła, która może być taka lub inna.

Podstawy do porównywania samolotów otrzymamy wychodząc od najprostszych rozważań nad mechaniką lotu, z których wyeliminujemy teorję profilu. Nie oprzemy się jednak wyłącznie na pomiarach tunelowych, gdyż w ten sposów zrezygnowalibyśmy z systematyki wogóle. Będziemy się starać przeciwstawiać sobie z jednej strony osiągi z drugiej zaś pewne wielkości konstrukcyjne. Do pierwszych zaliczamy prędkość lotu poziomego i opadania, prędkość lądowania i pułap, a ściśle mówiąc osiągniętą minimalną gęstość powietrza. Drugą grupę utworzą wielkości jak moc silnika, ciężar samolotu, rozpiętość i powierzchnia oporów szkodliwych. Wystąpią one w typowych związkach jako: Obciążenie mocy, obciążenie kwadratu rozpiętości, stosunek powierzchni oporów szkodliwych do kwadratu rozpiętości i ewent. stosunek mocy do kwadratu rozpiętości. Będą to czynniki podobieństwa samolotów. Przyjmijmy więc ogólnie rozpiętość jako długość odniesienia.

Oznaczamy przez:

N — moc | Ɔ_y — sp. siły nośnej

G — ciężar całk. | Ɔ_x — sp. oporów

b — rozpiętość | v — prędkość lotu

F — powierzchnię nośną | $\frac{\gamma}{2g} v^2$ — ciśnienie prędkości

f_s — „ oporów | δ — gęstość wzgl. pow.

η — wydajność śmigła | W — opór całk.

Nowe spółczynniki są zdefinjowane równaniami.

$$G = \text{Ɔ}_y \frac{\gamma}{2g} v^2 b^2$$

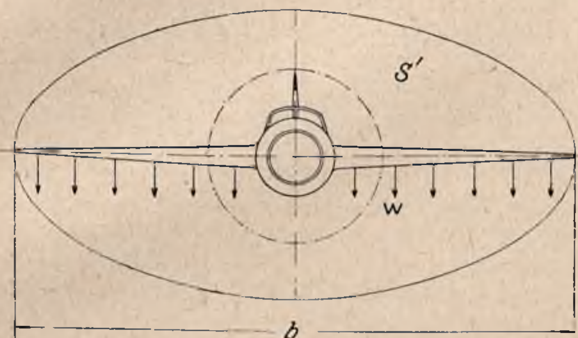
$$W = \text{Ɔ}_x \frac{\gamma}{2g} v^2 b^2 \qquad 1.$$

Związek ich z powszechnie używanemi jest

$$\text{Ɔ}_y = \frac{F}{b^2} C_y, \quad \text{Ɔ}_x = \frac{F}{b^2} C_x \qquad 2.$$

Celowość ich stanie się zaraz jasną; zaznaczmy jeszcze, że dla przenoszenia wyników badań tunelowych na skalę rzeczywistą jest obojętne jaki kwadrat długości przyjmiemy za stosunek podobieństwa.

Zjawisko, które nazywamy lotem maszyny cięższej od powietrza, możemy zrozumieć na podstawie zasad impulsu i energji. Samolot udziela dzięki swym organom nośnym cząstkom powietrza pewnych ruchów ku dołowi. W danym czasie dt całkowity impuls jest równy Gdt i równy pędowi cząstek powietrza. Możemy więc napisać, że



Rys. 1.

$$G = \int_{(S)} \frac{dm}{dt} w \, d S$$

gdzie w oznacza prędkość odrzutu, dm zaś masę przyśpieszoną na prędkość w w czasie dt. Całkowanie rozpościera się na pewną powierzchnię kontrolną zamkniętą, którą możemy przeprowadzić przez rozpiętość prostopadle do kierunku lotu i zamknąć przez nieskończoność. Wprowadźmy teraz średnią prędkość odrzutu i pewną powierzchnię całkowania S' tak abyśmy mogli przyjąć

$$G = w_{śr} \int_{(S')} \frac{dm}{dt} d S'$$

Powierzchnia S' będzie proporcjonalną do rozpiętości, oznaczmy ją przez $\frac{k_1}{2} b^2$. Obliczmy teraz $\frac{dm}{dt}$ jako masę przepływającą przez S'

$$\int_{(S')} \frac{dm}{dt} d S' = k_1 \frac{\gamma}{2 g} v b^2$$

Stąd

$$G = \frac{\gamma}{2 g} k_1 b^2 v w_{śr}$$

Uważając, że $w_{śr}$ jest proporcjonalne do prędkości lotu i zależne od kąta natarcia, w formie $w_{śr} = k_2 v$ napiszemy ostatecznie

$$G = C_y \frac{\gamma}{2 g} v^2 b^2$$

Jest to równanie siły nośnej zastępujące

$$G = c_y \frac{\gamma}{2 g} v^2 F$$

Teorja powyższa, którą w skróceniu przytoczyliśmy, wykazuje w jak bliskim związku jest rozpiętość z faktem powstania siły nośnej. Analogiczne rozumowanie pozwoli na wyprowadzenie wyrażenia na opór. W odrzuconym w dół powietrzu zawarta jest bowiem pewna energja kinetyczna, która stale wzrasta o pracę siły pociągowej, przezwyciężając opór. Zmiana energji w jednostce czasu wynosi

$$\frac{d E}{dt} = W. v = \int_{(S)} \frac{dm}{dt} \frac{w^2}{2} d S$$

a po zastąpieniu jak poprzednio prędkości zmiennej prędkością średnią

$$W.v = \int_{(S')} \frac{dm}{dt} d S' = k_1 k_3 \frac{\gamma}{2 g} v b^2 \frac{[w_{śr}]^2}{2}$$

Założyliśmy jeszcze, że wolno nam przyjąć $w^2_{śr} = k_3 [w_{śr}]^2$ Po uwzględnieniu

$$w_{śr} = \frac{G}{k_1 \frac{\gamma}{2 g} v b^2}$$

otrzymujemy ostatecznie

$$W_i = k \frac{G^2}{\frac{\gamma}{2 g} v^2 b^2} \qquad 3.$$

Tą część oporu samolotu nazywamy oporem wzbudzonym. Doświadczenie poucza, że z pewnem dość znacznem przybliżeniem, wolno przyjąć dodatkowo opór zwany szkodliwym obejmujący opór części nie nośnych i profilu. Oznaczając przez C_{xs} doświadczalny spółczynnik, piszemy

$$W = C_{xs} \frac{\gamma}{2 g} v^2 b^2 + k \frac{G^2}{\frac{\gamma}{2 g} v^2 b^2}$$

jako drugą podstawową zależność.

Po wyrugowaniu

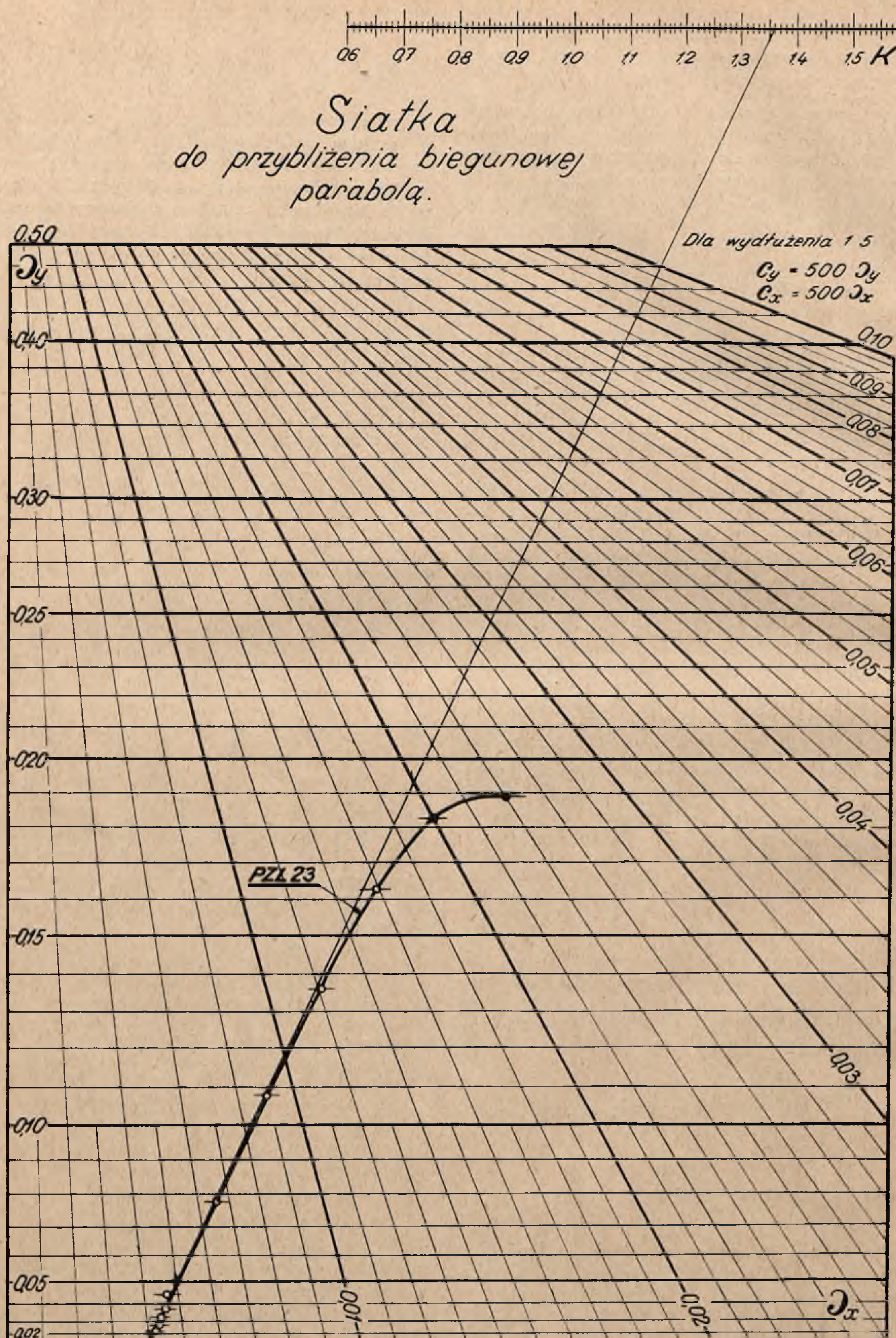
$$\frac{G^2}{\frac{\gamma}{2 g} v^2 b^2} = C^2_y \frac{\gamma}{2 g} v^2 b^2$$

otrzymujemy

$$W = (C_{xs} + k C^2_y) \frac{\gamma}{2 g} v^2 b^2 \qquad 4.$$

niezależnie od wydłużenia, co warto podkreślić. Równanie to zastępuje

$$W = \left(C_{xs} + k \frac{C^2_y}{\lambda}\right) \frac{\gamma}{2 g} v^2 F$$


0,6 0,7 0,8 0,9 1,0 1,1 1,2 1,3 1,4 1,5 K
Siatka
do przybliżenia biegunowej
parabolą.
Dla wydłużenia 1:5
C_y = 500 ∂_y
C_x = 500 ∂_x
0,50
∂_y
0,40
0,30
0,25
0,20
0,15
0,10
0,05
0,02
0,10
0,09
0,08
0,07
0,06
0,05
0,04
0,03
0,01
0,02
∂_x
PZL 23

Rys. 2.

gdzie λ jest wydłużeniem $\frac{b^2}{F}$. Wyrażenie $f_s = \partial_{xs} b^2$ ma obrazową nazwę powierzchni oporów szkodliwych. Do przyszłych rachunków będziemy używać równanie

$$W = f_s \frac{\gamma}{2g} v^2 + \frac{K}{\pi} \frac{G^2}{\frac{\gamma}{2g} v^2 b^2} \qquad 5.$$

odpowiadającego znakowaniu

$$C_x = C_{xs} + K \frac{C_y^2}{\pi \lambda}$$

Wprowadzenie sp. k jest uzasadnione następująco. Spółczynnik ten dla skrzydła izolowanego i posiadającego eliptyczny rozkład nośności wzdłuż rozpiętości jest teoretycznie równy jedności, dla dwupłatów daje się on również wyliczyć i jest mniejszy od jedności, dla skrzydeł wreszcie posiadających stratę nośności w środku jest większy. Występuje on zwykle razem z rozpiętością i dlatego nieraz nazywa się $\sqrt{k}\, b = bi$ rozpiętością (indukowaną) sprowadzoną. Samolot dla którego $k = 1$ będziemy nazywali idealnym, będzie on naszą bazą porównawczą. Zajmiemy się teraz wyznaczeniem spółczynnika ∂_{xs} i k w równaniu $\partial_x = \partial_{xs} + \frac{k}{\pi} \partial_y^2$ t. j. zastąpieniem krzywej $\partial_x = f(\partial_y)$ parabolą możliwie dokładnie. Sporządźmy w tym celu siatkę spółrzędną ∂_x, ∂_y posiadającą tę własność, że parabole o osi poziomej odwzorują się jako linje proste. Warunkom tym odpowiada siatka

$$Y = \frac{A \partial_y^2}{\partial_y^2 + a}, \quad x = \frac{B \partial_x}{\partial_y^2 + a} \qquad 6.$$

$$A = 300, \; B = 400, \; a = 0{,}05$$

jak łatwo można się przekonać przez podstawienie. Zastępując wrysowaną linję krzywą $\partial_x = f(\partial_y)$ prostą, wyznaczamy sp. ∂_{xs} przy przecięciu się jej z linją $\partial y = 0$ a sp. k przy przecięciu się z $\partial_y = \infty$. Dla wielwielkich ∂_y i ∂_x można bowiem przyjąć w granicy

$$k = \pi \frac{\partial_x - \partial_{xs}}{\partial_y^2} = \pi \lim_{\partial y = \infty} \frac{\partial_x}{\partial_y^2}$$

Wartości funkcji

$$y = \frac{300\, \partial_y^2}{\partial_y^2 + 0{,}05} \text{ mm}$$

∂_y	0,02	0,03	0,04	0,05	0,06	0,07	0,08	0,09
y	2,4	5,3	9,3	14,3	20,2	26,8	34,1	41,8
∂_y	0,10	0,11	0,12	0,13	0,14	0,15	0,16	0,17
y	50,0	58,5	67,1	73,8	84,5	93,1	101,6	109,9
∂_y	0,18	0,19	0,20	0,21	0,22	0,23	0,24	0,25
y	118,0	125,8	133,3	140,6	147,6	154,2	160,5	166,7
∂_y	0,26	0,27	0,28	0,29	0,30	0,32	0,34	0,36
y	172,5	178,1	183,2	188,2	192,8	201,7	209,4	216,5
∂_y	0,38	0,40	0,425	0,450	0,475	0,50		00
y	222,7	228,6	235,0	240,7	245,4	250,0		300,0

Podziałka k ma równania

$$k = \pi \frac{x}{400}, \quad y = 300 \text{ (m.m.)} \qquad 7.$$

Na rysunku 2 wykreśliliśmy biegunową na podstawie dmuchań i konstatujemy, że w obrębie kątów lotu normalnych daje się dobrze zastąpić parabolą.

Przejdźmy teraz do obliczenia osiągów samolotu. Wyprowadzone wzory w wypadku gdy osiągi są pomierzone, pozwolą na wnioskowanie o własnościach aerodynamicznych. Wyznaczmy najpierw minimum oporu W i odpowiadającą prędkość lotu. Różniczkując

$$W = f_s \frac{\gamma}{2g} v^2 + \frac{k}{\pi} \frac{G^2}{\frac{\gamma}{2g} v^2 b^2}$$

otrzymujemy

$$\frac{dW}{dv} = 2 f_s \frac{\gamma}{2g} v - 2 \frac{k}{\pi} \frac{G^2}{\frac{\gamma}{2g} v^3 b^2}$$

i po wykonaniu rachunków

$$W_{min} = \frac{2\sqrt{k}}{\sqrt{\pi}} \frac{\sqrt{d_s}}{b} G \qquad 8.$$

$$\left(\frac{\gamma}{2g} v^2\right)_{W_{min}} = \frac{\sqrt{k}}{\sqrt{\pi}} \frac{b}{\sqrt{f_s}} \frac{G}{b^2} \qquad 9.$$

Stosunek W_{min}/G jest równy $\left(c_{x/c_y}\right)_{min}$. Oznaczając go przez ε_1 otrzymujemy

$$\varepsilon_1 = 1{,}128 \sqrt{k} \frac{\sqrt{f_s}}{b} = 1{,}128 \sqrt{k} \sqrt{\partial_{xs}} \qquad 10.$$

Wszystkie wielkości odpowiadające stanowi W_{min} będziemy nadal opatrywać wskaźnikiem $(-)_1$. Wprowadzamy dalsze oznaczenia $N = W.v; v = \alpha\, v_1, \frac{\gamma}{\gamma^0} = \delta, \frac{\gamma_0}{2g} = \frac{1}{16}$. Otrzymujemy wtedy proste wyrażenia na opór

$$W = G \varepsilon_1 \frac{1}{2} \left(\alpha^2 + \frac{1}{\alpha^2}\right) \qquad 11.$$

i moc

$$N = 2 \sqrt{\frac{2}{\pi} \sqrt{k}} \sqrt{\frac{\varepsilon_1}{\delta}} \sqrt{\frac{G}{b^2}}\, G \left(\alpha^2 + \frac{1}{\alpha^2}\right) \alpha \qquad 12.$$

i prędkość lotu

$$v = 4 \sqrt{\frac{2}{\pi} \sqrt{k} \frac{1}{\sqrt{\varepsilon_1}\, \delta}} \sqrt{\frac{G}{b^2}}\, \alpha \qquad 13.$$

W wypadku lotu ślizgowego moc potrzebna do lotu jest równą $Wv = Gw$ gdzie w oznaczy prędkość opadania pionowego. Po obliczeniu spółczynników otrzymujemy

$$\left.\begin{aligned} v_1 &= 3{,}192\sqrt{k}\,\frac{1}{\sqrt{\varepsilon_1\,\delta}}\sqrt{\frac{G}{b^2}} \\ w_1 &= 3{,}192\sqrt{k}\sqrt{\frac{\varepsilon_1}{\delta}}\sqrt{\frac{G}{b^2}} \\ W_1 &= \varepsilon_1\,G \\ N_1 &= w_1\,G \end{aligned}\right| \quad 14.$$

Drugim interesującym stanem lotu ślizgowego jest lot przy N_{min}. Opatrzmy występujące wielkości wskaźnikiem $(-)_2$. Z różniczkowania otrzymamy $\alpha^2 = \frac{1}{\sqrt{3}}$ oraz

$$\left.\begin{aligned} v_2 &= 2{,}425\sqrt{k}\,\frac{1}{\sqrt{\varepsilon_1\,\delta}}\sqrt{\frac{G}{b^2}} \\ w_2 &= 2{,}798\sqrt{k}\sqrt{\frac{\varepsilon_1}{\delta}}\sqrt{\frac{G}{b^2}} \\ W_2 &= 1{,}150\,\varepsilon_1\,G \\ N_2 &= w_2\,G \end{aligned}\right| \quad 15.$$

Porównując powyższe dwie grupy wzorów widzimy, że różnią się one tylko współczynnikami, przyczem prędkości opadania są bardzo mało różne (6.6%). Praktyczna prędkość opadania ważna dla podchodzenia do lądowania leżeć będzie między obiema wartościami. Dla obliczeń przybliżonych możemy więc przyjąć

$$w = \sim 3\sqrt{k}\,\sqrt{\varepsilon_1}\sqrt{\frac{G}{b^2}}$$

Ten prosty wzór posiada wielkie znaczenie dla oceny własności lotu ślizgowego, gdyż pozwala na skontrolowanie czy rozpiętość jest dobrze przyjęta. Występują w nim tylko trzy wyrażenia k_1, ε_1 i G/b^2 pierwsze określa wpływ układu, drugie zależy od stosunku pow. oporów szkodliwych do kwadratu rozpiętości, trzecia obciążenie rozpiętości. Jeżeli prędkość opadania jest pomierzoną, możemy napisać nasz wzór w postaci

$$\frac{\sqrt{G/b^2}}{w_z\sqrt{\delta_z}} = K_1\left(\sim\frac{1}{\sqrt{k\,\varepsilon_1}}\right) \qquad 16.$$

Spółczynnik K_1 charakteryzuje zdolność samolotu do dźwigania ciężaru i nazwiemy go wskaźnikiem lotności samolotu ew. szybowca. Im on jest wyższy tem wyżej możemy obciążyć rozpiętość aby otrzymać pożądane w ważne zarówno dla bezpieczeństwa lądowania dla samolotów wysoko obciążonych jak oceny zdolności do żeglowania szybowców.

Własności lądowania określone są jeszcze przez podanie prędkości lądowania przy sadzaniu samolotu na trzy punkty. Będziemy nazywali wskaźnikiem nośności wyrażenie

$$\frac{\sqrt{G/b^2}}{v_{lz}\sqrt{\delta_z}} = K_2\left(\sim\sqrt{C_{y\,max}}\right) \qquad 17.$$

w którem v_l jest prędkością lądowania na wysokości z. Jak już wspomnieliśmy wielkość $C_{y\,max}$ zależy nietylko od $C_{y\,max}$ profilu, ale od doskonałości urządzeń, zwiększających nośność i skuteczności sterów. Wskaźnik K_2 można jeszcze nazwać wskaźnikiem wykorzystania rozpiętości.

Oznaczmy teraz przez N_0 nominalną moc silników, a przez ν_z spółczynnik przez który należy pomnożyć N_0, aby otrzymac moc na wysokości z, przy założeniu dopuszczalnej ilości obrotów. Równanie mocy przybiera postać

$$\eta\,\nu_z\,N_0 = 1{,}596\sqrt{k}\sqrt{\frac{\varepsilon_1}{\delta_z}}\sqrt{\frac{G}{b^2}}\;G\left(\alpha^2+\frac{1}{\alpha^2}\right)\alpha \qquad 18.$$

które po wprowadzeniu prędkości opadania można jeszcze napisać

$$\eta\,\nu_z\,N_0 = 0{,}569\;G\,w_z\left(\alpha^3+\frac{1}{\alpha}\right)$$

Wyznaczywszy α obliczymy prędkość maksymalną z równania

$$v_z = \alpha\,v_{1z}$$

Aby rozwiązać równanie 18 oznaczmy

$$\alpha^3+\frac{1}{\alpha} = 1{,}756\,\frac{\eta_z\,N_0}{G\,w_z} = 1{,}756\,n_z$$

i nazwijmy n_z względnym nadmiarem mocy na wysokości z. Jeżeli n_z jest o wiele większe od jedności, a więc gdy jesteśmy daleko niżej pułapu, można wyraz $\frac{1}{\alpha}$ skreślić wobec trzeciej potęgi i wtedy otrzymamy w przybliżeniu

$$\bar{v}_z = v_{1z}\,\bar{\alpha} = v_{1z}\sqrt[3]{1{,}756\,n_z}$$

lub (4).

$$\bar{v}_z = \sqrt[3]{\frac{\eta\,\nu_z\,N_0}{C_{xs}\,\frac{\gamma}{2g}\,b^2}}$$

Gdy nadmiar mocy jest wielki, musimy poszukać dalszego przybliżenia. W tym celu przyjmijmy jako przybliżenie drugie

$$\bar{\bar{\alpha}}^3 = 1{,}756\,n_z - \frac{1}{\bar{\alpha}} = 1{,}756\,n_z\left[1-(1{,}756\,n_z)^{-\frac{4}{3}}\right]$$

Wobec tego możemy napisać

$$\bar{\bar{v}}_z = \bar{v}_z\left[1-(1{,}756\,n_z)^{-\frac{4}{3}}\right]^{\frac{1}{3}}$$

i w formie ostatecznej

$$v_z = \sqrt[3]{\frac{\eta A_z N_0}{\mathfrak{D}_{xs} \frac{\gamma}{2g} b^2}} \sqrt[3]{1 - \left(\frac{G w_z}{1{,}756\, \eta\, \nu_z N_0}\right)^{\frac{4}{3}}} \qquad 19.$$

Wyraz drugi pod 3-cim pierwiastkiem jest tu poprawką uwzględniającą zmniejszenie prędkości wskutek oporu wzbudzonego i w dalszym ciągu wskutek przeciążenia. Znając bowiem prędkość samolotu dla obciążenia G_1 i odpowiadającą prędkości opadania w, obliczymy prędkość dla obciążenia G_2 z równania

$$v_{zG_2} = v_{zG_1} = \frac{\sqrt[3]{1 - \left(\frac{G_2 w_{z2}}{1{,}756\, \eta\, N_z}\right)^{4/3}}}{\sqrt[3]{1 - \left(\frac{G_1 w_{z_1}}{1{,}756\, \eta\, N_z}\right)^{4/3}}} \qquad 20.$$

przyczem uwzględniamy, że

$$w_{z\,2} = w_{z\,1} \sqrt{\frac{G_2}{G_1}}$$

Przenosząc odpowiednio wyrazy otrzymujemy

$$\frac{\delta_z}{\nu_z} \frac{v_z^3 b^2}{N_0} \left[1 + \left(\frac{G w_z}{1{,}656\, \eta\, \nu_z N_0}\right)^{4/3}\right] = K_3 \left(\sim \frac{\eta}{\mathfrak{D}_{xs}}\right) \qquad 21.$$

Spółczynnik ten nazwiemy wskaźnikiem doskonałości aerodynamicznej.

Dla samolotów normalnych wypadałoby jeszcze wprowadzić poprawkę w spółczynniku liczbowym 1,756. Przeliczenia porównawcze wskazują jednak, że ulega on małym zmianom, pozatem cała poprawka nie jest wielką. Istotny błąd możemy otrzymać tylko przy zastosowaniu profili dla których oderwanie dolne występuje już w obrębie normalnych kątów lotu, t. j. profili cienkich i bardzo nośnych. Profile te jednak wyszły z użycia, gdyż nie pozwalają na uzyskanie wielkich prędkości lotu.

Następny spółczynnik porównawczy będzie charakteryzował pułap. Mamy bowiem dla wysokości pułapu Z

$$\eta\, \nu_Z N_0 = G w_Z$$

i po stosownych podstawieniach równanie do obliczenia pułapu

$$(\nu\, \delta^{1/2})_Z = \frac{2{,}798 \sqrt{K}}{\eta} \sqrt{\frac{G}{b^2} \frac{G}{N_0}} \sqrt{\varepsilon_1} \qquad 22.$$

wyraz $(\nu\, \delta^{1/2})_Z$ jest bowiem znany, z atmosfery wzorcowej i charakterystyki silnika. Spółczynnik

$$\frac{\sqrt{G/b^2 \; G/N_0}}{(\nu\, \delta^{1/2})_Z} = K_4 \left(\sim \frac{\eta}{\sqrt{K \varepsilon_1}}\right) \qquad 23.$$

nazwiemy wskaźnikiem wzbijalności, gdyż wielkość $\nu\, \delta^{1/2}$ należy do kategorji pomierzonych osiągów.

Obliczenie prędkości wzbijania w_w może być dokonane ze wzoru

$$\eta\, \nu_z N_0 = G\,(w_{wz} + w_{opz}) \qquad 24.$$

Wskaźnika wzbijalności jednak podać nie można. W ostatniem równaniu możemy bowiem usunąć G/N_0 i wtedy

$$\frac{(\eta\, \nu)_z}{(\eta\, \nu)_Z} = \frac{w_{wz} + w_{opz}}{w_{opZ}} = \left(\frac{w_{wz}}{w_{opz}} + 1\right) \frac{w_{opz}}{w_{opZ}}$$

Stąd

$$\frac{w_{wz}}{w_{opz}} = \frac{(\eta\, \nu\, \delta^{1/2})_z}{(\eta\, \nu\, \delta^{1/2})_Z} \qquad 25.$$

Czyli, że prędkość wzbijania jest już zdeterminowana pułapem i prędkością opadania. Zmianę można otrzymać tylko wpływając na η lub ν. Stwierdzenie to jest ważne dla oceny możliwości konstrukcyjnych.

Podane spółczynniki porównawcze wymagają uzupełnienia. Nie mówią one bowiem jeszcze o użyteczności danego samolotu, która zależy od osiągów i ich dobrania. Tak np. niektóre samoloty mogą posiadać pewne spółczynniki mierne, mimo tego jednak będą zadawalniające ponieważ za pomocą nich daje się rozwiązać zadanie użytkowe. Co więcej zadanie to nieraz nie dałoby się rozwiązać przez doskonalenie sp. aerodynamicznych. Taką sprzecznością może być np. pogodzenie sp. $\mathfrak{D}_{xs}$ z wymaganiami widoczności i obstrzału. Zazwyczaj nie potrzeba rozważań teoretycznych dla oceny wartości użytkowej sasamolotów. Jedynie samoloty transportowe wymagają pewnego studjum, gdy chodzi o ocenę ich wartości przelotowej. Oznaczmy przez G_p ciężar paliwa potrzebny do przelotu o długości L a przez G_u ciężar użyteczny. Definiujemy jako wartość przelotową stosunek

$$\frac{G L}{G_p} = K_5$$

i jako użyteczną wartość przelotową

$$\frac{G_u L}{G_p} = K_6$$

We wzorach tych nie występuje prędkość, wskutek czego samoloty szybkie i wolne mogłyby się klasyfikować jednako. Aby tego uniknąć wprowadzamy pewną typową prędkość wiatru przeciwnego u i powiadamy, że odpowiedniejszy dla nas będzie ten samolot, który lecąc pod wiatr o tej prędkości zużyje mniej paliwa na dany iloczyn ładunku użytecznego przez odległość.

Aby wyprowadzić potrzebne wzory do przerachowania wartości przelotowej mierzonej bez wiatru, załóżmy, że moc silnika jest proporcjonalna do wydajności mechanicznej i termicznej silnika, wartości kalorycznej paliwa i jego rozchodu w jednostce czasu. Zatem

$$N = \eta_{śm}\, \eta_{mech}\, \eta_{term}\, R \frac{G_p}{T} = \zeta \frac{G_p}{T}$$

gdzie T oznacza czas lotu. Ale

$$\frac{L}{T} = v - u, \quad N = \varepsilon_\alpha G v, \quad \varepsilon_\alpha = \frac{\varepsilon_1}{2}\left(\alpha^2 + \frac{1}{\alpha^2}\right)$$

po wyrugowaniu T i N otrzymujemy zakładając $v = \alpha v_1$, $u = \beta v_1$

$$\zeta = \frac{G_p}{GL}(v - u) - \varepsilon_\alpha v$$

i dalej

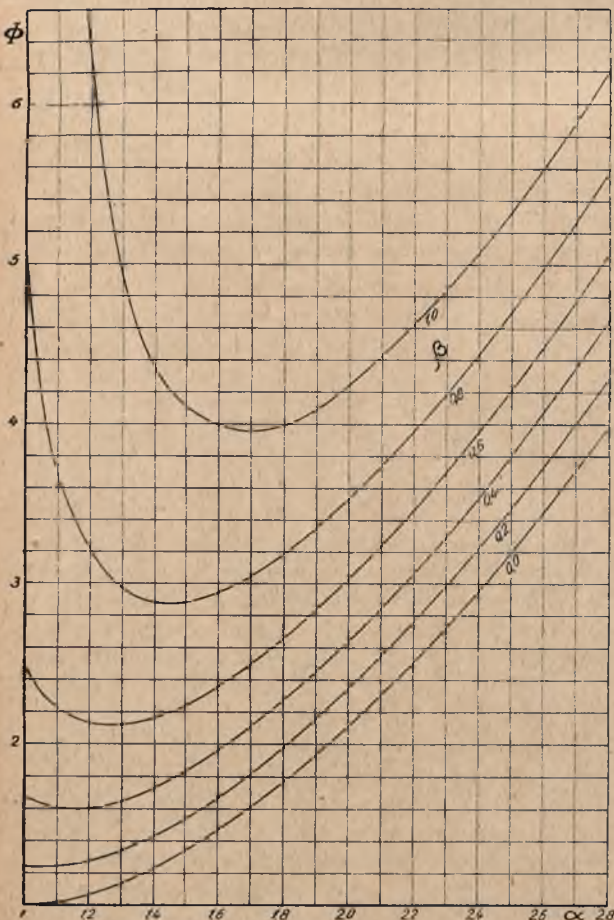
$$\frac{GL}{G_p} = \frac{\zeta}{\varepsilon_1} \frac{1}{\frac{1}{2}\left(\alpha^2 + \frac{1}{\alpha^2}\right)\frac{\alpha}{\alpha - \beta}} \qquad 28$$

Gdyby $\beta = 0$ otrzymalibyśmy największą wartość przelotową przy prędkości odpowiadającej

$$\frac{1}{2}\left(\alpha^2 + \frac{1}{\alpha^2}\right)_{min}; \quad \alpha = 1$$

to znaczy przy W_{min}. Jeżeli jednak $\beta \neq 0$ należy poszukać odpowiedniego minimum, któremu odpowiadać będzie większa prędkość przelotu. Ponieważ szukanie minimum wyrażenia

$$\Phi_{\alpha,\beta} = \frac{1}{2}\left(\alpha^2 + \frac{1}{\alpha^2}\right)\frac{\alpha}{\alpha - \beta}$$



Rys. 3.

jest na drodze algebraicznej niemożliwe ze względu na występujące równanie rzędu 5-go nakreśliliśmy (rys. 3) szereg krzywych Φ_α przyjmując jako parametr β. Następnie odczytaliśmy wartości minimów i przedstawili je w funkcji β. Na rysunku 4 mamy przebieg $(1/\Phi)_{max}$ według wartości w tabeli poniżej.

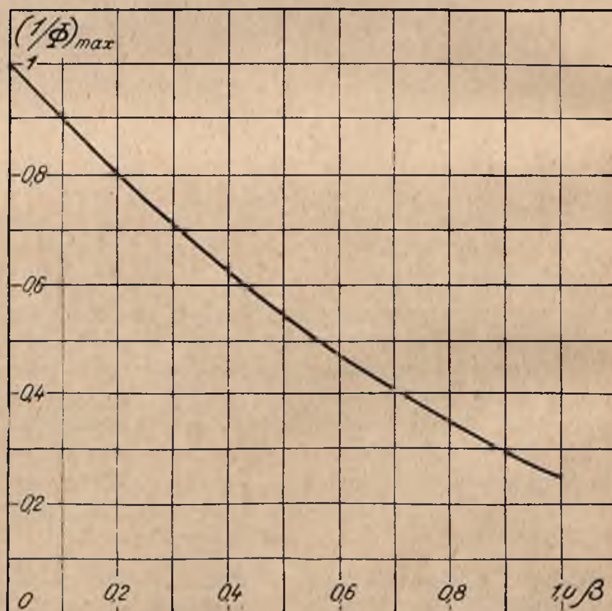
β	0,0	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0
$(1/\Phi)_{max}$	1,000	0,800	0,625	0,470	0,435	0,250

Z błędem w zakresie $0 > \beta < 0{,}5$ mniejszym od 1% można się jeszcze posłużyć równaniem

$$(1/\Phi)_{max} = \frac{1 - 0{,}625\,\beta}{1 + 0{,}5\,\beta}$$

i mniej dokładnie równaniem 29.

$$(1/\Phi)_{max} = 1 - \beta + 0{,}25\,\beta^2$$



Rys. 4.

Do określenia β potrzebna jest znajomość prędkości v, co (szczególnie przy zawodach) może być niewygodnem. Okażemy jak ją można wyeliminować. Przyjmijmy, że pilot leci z prędkością v $(\alpha > 1)$ odpowiadającą najekonomiczniejszemu przelotowi pod wiatr. Pomierzoną będzie wtedy wartość przelotowa

$$K'_{5,\,u=0,\,\alpha>1} < K_{5,\,u=0,\,\alpha=1}$$

$$\frac{GL}{G_p} = K'_{5,\,u=0,\,\alpha>1} = \frac{\zeta}{\varepsilon_1} \frac{1}{\frac{1}{2}\left(\alpha^2 + \frac{1}{\alpha^2}\right)} =$$

$$= \frac{\varepsilon_1}{\varepsilon_\alpha} K_{5,\,u=0,\ \alpha=1}$$

przyczem zakładamy, że $\zeta =$ const, $u = 0$.

Wykonując lot z tą samą prędkością względną, jednak przy wietrze przeciwnym u otrzymamy

$$\frac{GL}{G_p} = K_{5,u} = \frac{\zeta}{\varepsilon_1} \frac{1}{\frac{1}{2}\left(\alpha^2 + \frac{1}{\alpha^2}\right)} \frac{v-u}{v}$$

stąd przez podzielenie

$$\left(\frac{GL}{G_p}\right)_u = \left(\frac{GL}{G_p}\right)_{u=0} \frac{v-u}{v}$$

lub

$$K_{5,u} = K'_{5,u=0} \frac{v-u}{v} = K_{5,u=0} \frac{\varepsilon_1}{\varepsilon_\alpha} \frac{v-u}{v}$$

Jeżeli prędkość względna nie odpowiada najekonomiczniejszej wskaźnik przelotu będzie gorszy jak widać z następującego rachunku. Załóżmy więc $\beta = 6{,}0$, $v_r = 70$ *km/godz.*, $u = 42$ *km/godz.* $= 12$ *m/sek.* i przyjmijmy prędkość lotu $v = 75, 90, 105$ *km/godz.*, z powołaniem się na rys. 3 otrzymamy wtedy, odnosząc wszystko do $K_{5,u=0}$ dla $v = 75$ *km/godz.*

$$\alpha = 1{,}05, \quad \varepsilon_\alpha/\varepsilon_1 = 1{,}01,$$

$$\frac{K_{5,u}}{K_{6,u=0}} = \frac{1}{1{,}01} \frac{75-42}{75} = 0{,}436$$

dla $v = 90$ *km/godz.*

$$\alpha = 1{,}29, \quad \varepsilon_\alpha/\varepsilon_1 = 1{,}13,$$

$$\frac{K_{5,u}}{K_{5,u=0}} = \frac{1}{1{,}13} \frac{90-42}{90} = 0{,}472$$

dla $v = 105$ *km/godz.*

$$\alpha = 1{,}50, \quad \varepsilon_\alpha/\varepsilon_1 = 1{,}35,$$

$$\frac{K_{5,u}}{K_{5,u=0}} = \frac{1}{1{,}35} \frac{105-42}{105} = 0{,}446$$

podczas gdy na podstawie tabeli otrzymujemy dla $\beta = 0{,}6$

$$\frac{K_{5},\ \beta = 0{,}6}{K_{5},\ \beta = 0} = 0{,}470\ (\alpha = 1{,}27,\ v = 89\ \text{km/godz.})$$

Ponieważ odchyłki od wartości optymalnej są przy różnych prędkościach niezbyt wielkie, możemy przyjąć następujący wzór klasyfikacyjny do przerachowania wartości przelotowej pomierzonej przy prędkości u_m na prędkość typową u_t

$$\left(\frac{GL}{G_p}\right)_{u_t} = \left(\frac{GL}{G_p}\right)_{u_m} \frac{v-u_t}{v-u_m} \qquad 30.$$

Dla przerachowania użytecznej wartości przelotowej będziemy mieli analogiczne

$$\left(\frac{G_u L}{G_p}\right)_{u_t} = \left(\frac{GL}{G_p}\right)_{u_m} \frac{v-u_t}{v-u_m} \qquad 31'$$

Wzory te będą tem dokładniejsze im mniejszą jest prędkość wiatru podczas pomiaru.

Eliminując względną prędkość lotu możemy jeszcze napisać, oznaczywszy przez V prędkość przelotu

$$\left(\frac{G_u L}{G_v}\right)_{u_m} \left(1 - \frac{u_t - u_m}{V}\right) = K_6 \qquad 32.$$

STRESZCZENIE.

Wychodząc od zależności podstawowej oporu od prędkości

$$W = f_s \frac{\gamma}{2g} v^2 + \frac{K}{\pi} \frac{G^2}{\frac{\gamma}{2g} v^2 b^2}$$

wprowadziliśmy następujące spółczynniki porównawcze samolotów. Oznaczenia

W — opór
G — ciężar całkowity
G_u — ciężar użyteczny
G_p — ciężar paliwa
b — rozpiętość
f_s — powierzchnia oporów szkodliwych
ν — spółczynnik mocy
γ — ciężar właściwy powietrza
δ — gęstość względna
η — wydajność śmigła
v — prędkość lotu
w — prędkość opadania
V — prędkość przelotu
L — długość przelotu
z — wysokość
Z — pułap
$\pi = 3.1416.$
$a = 1.756.$
K — spółczynnik układu
N — moc silnika
N_0 — moc nominalna
v_l — prędkość lądowania
u_t — prędkość typowa wiatru
u_m — prędkość pomierzona wiatru
$g = 9.81.$
(*kg, m, sek* — jednostki
($u_t = 40$ km/godz.).

Lotność

$$K_1 = \frac{\sqrt{G/b^2}}{w_z \sqrt{\delta_z}}$$

Nośność

$$K_2 = \frac{\sqrt{G/b^2}}{v_{lz} \sqrt{\delta_z}}$$

Doskonałość

$$K_3 = \frac{\delta_z v_z^3 b^2}{\nu_z N_0} \left[1 + \left(\frac{G w_z}{a \eta N_z} \right)^{\frac{4}{3}} \right]$$

Wzbijalność

$$K_4 = \frac{\sqrt{G/b^2}\; G/N_0}{\left(\nu \delta^{\frac{1}{2}} \right)_Z}$$

Wartość przelotowa

$$K_5 = \left(\frac{G L}{G_p} \right)_{u_m} \left(1 - \frac{u_t - u_m}{V} \right)$$

Użytkowość przelotowa

$$K_6 = \left(\frac{G_u L}{G_p} \right)_{u_m} \left(1 - \frac{u_t - u_m}{V} \right)$$

Inż. ALEKSANDER GRZĘDZIELSKI.

Oddziaływanie steru a odkształcenia skrzydła w stromym locie ślizgowym.

Dobrze zrównoważone samoloty winny, przy wolno puszczonym sterze wysokości i wyłączonym silniku, utrzymywać się w niezbyt stromym locie ślizgowym. Zmiana kąta lotu winna wymagać prawidłowej reakcji steru wysokości, to zn. ciągnienia, aby kąt lotu zwiększyć, ciśnienia na drążek sterowy, aby go zmiejszyć. W niewielkich granicach prędkości daje się to konstrukcyjnie bez trudu osiągnąć. W stromym locie ślizgowym jednak, można często napotkać zmianę kierunku oddziaływania steru, co zwykle określa się powiedzeniem: samolot okazuje skłonność do angażowania się w lot nurkowy. Jeżeli siły potrzebne do wyciągnięcia nie są wielkie, samoloty zaś obsługiwane przez pilotów wytrawnych, można się niekiedy z tym faktem pogodzić. Ale zdarza się, że pewne samoloty wymagają nadzwyczaj wielkich sił do wyprowadzenia, przekraczających możność pilota lub przepisaną wytrzymałość mechanizmu. Wypadki te są tem groźniejsze, że nieraz po przebiegu wprowadzenia nie można było sądzić, że wyprowadzenie będzie niemożliwe i przebieg katastrofy bywał, dla pilotów którzy wyszli cało, niespodzianką. W artykule niniejszym poddamy analizie związane z tem problemy. Zajmiemy się więc wykresem stateczności w celu uwydatnienia w niem momentów zawiasowych steru, przejdziemy następnie do omówienia biegunowej równowagi sprężystej skrzydła i nakoniec, po wprowadzeniu w wykres momentów, zmian wywołanych skręceniem skrzydła, przystąpimy do wyciągnięcia wniosków i wskazania środków zaradczych.

Podstawą do naszych rozważań są pomiary w tunelu aerodynamicznym, a mianowicie: wykres momentów samolotu bez usterzenia poziomego, charakterystyki usterzenia izolowanego i wykresy momentów samolotu z usterzeniem, zdjęte przy różnych kątach załamania steru wysokości lub zaklinowania statecznika. Oznaczać będziemy przez:

C_{mG} sp. momentu samolotu bez usterzenia,
C'_{mG} sp. momentu usterzenia, jak i poprzedni wzgl. środka ciężkości,
C_y sp. wyporu samolotu bez usterzenia,
C'_y sp. wyporu usterzenia odosobnionego,
C_r sp. momentu zawiasowego steru,
i kąt natarcia płata,
i' rzeczywisty kąt natarcia usterzenia. $i' = i + \delta - \varepsilon$
δ kąt zaklinowania statecznika,
β kąt załamania steru,
S pow. skrzydła,
s pow. usterzenia,
t cięciwę skrzydła,
L odległość śr. ciężk. samolotu od środka usterzenia.
λ wydłużenie indukowane,
ε kąt spływu,
k_1 sp. określający stratę prędkości w okolicy usterzenia,
k_2 sp. kąta spływu. $\varepsilon = k_2 \frac{C_y}{\lambda}$

Równowagę momentów koło osi przechodzącej przez śr. ciężk. i prostopadłej do płaszczyzny symetrji samolotu, określa równanie:

$$\triangle C_{mG} = C_{mG} - C'_{mG} = 0 \tag{1}$$

Jego formą uproszczoną jest

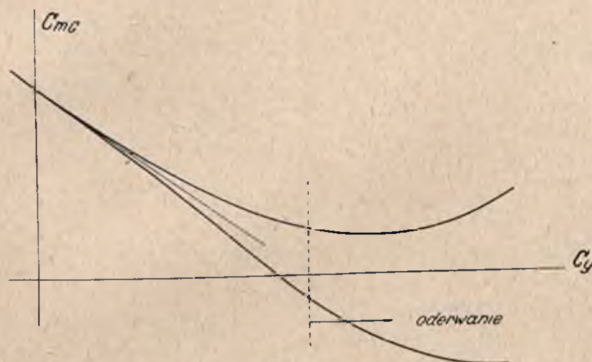
$$\triangle C_{mG} = C_{mG} - k_1 \frac{sL}{St} C'_y = 0 \tag{2}$$

Aby wyrobić sobie pogląd na postać krzywej C_{mG}, zauważmy, że daje się ona przedstawić ze znacznem przybliżeniem w postaci:

$$C_{mG} = C_{mo} + \alpha_1 C_y + \alpha_2 C_y^2 + \Delta (C_y)$$

gdzie, jak wiadomo C_{mo} zależy przedewszystkiem od ekstrapolowanego sp. momentu skrzydła do $C_y = 0$ i momentu oporów szkodliwych, α_1 od centrażu wgłąb, α_2 od centrażu prostopadle do cięciwy, zaś Δ jest resztą rozwinięcia i w pierwszym przybliżeniu jest do pominięcia w zakresie kątów natarcia, dla których można się jeszcze

zadowolić założeniem $\frac{d\,C_y}{di} = \text{Const.}$ Wykres momentów skrzydła jest więc w przybliżeniu parabolą, której styczna w okolicy $C_y = 0$ jest tem więcej odchylona od poziomu, im bardziej centraż jest tylny. Parabola ta leży pod styczną w wypadku dolnopłata, ponad zaś w wypadku górnopłata. (Rys. 1.). Odnosi się to również do dwupłatów po wprowadzeniu pojęcia płata zastępczego.



Rys. 1.

C'_y jest funkcją rzeczywistego kąta natarcia usterzenia i kąta załamania steru w postaci

$$C_y' = C_y'(i'\,\beta)$$

W zakresie kątów używanych w locie, zależność ta jest z wielką dokładnością liniową, tak że można napisać

$$C_y' = B\,(i' - n\,\beta) \qquad 3$$

gdzie n zależy od wymiarów steru i statecznika. Ponieważ momenty zawiasowe zależą od i' i β w formie

$$C_r = C_r\,(i', \beta)$$

można po wyrugowaniu β otrzymać zależność

$$C_y' = C_y'\,(i', C_r)$$

i analogiczną do (3)

$$C_y' = B'\,(i' + \nu\,C_r) \qquad 4$$

Przy danym kształcie usterzenia ν zależy jeszcze od kompensacji. Linja $C_r = 0$, jest charakterystką usterzenia z wolno puszczonym sterem.

Wobec powyższego można wykres stateczności przedstawić zarówno w formie

$$\Delta C_{mG} = C_{mG} - k_1\,\frac{sL}{St}\,B\,(i' + n\beta) = 0 \qquad 5$$

jak i

$$\Delta C_{mG} = C_{mG} - k_1\,\frac{sL}{St}\,B'\,(i' + \nu\,C_r) = 0 \qquad 6$$

Z pierwszej będziemy wyznaczać kąty β, z drugiej momenty zawiasowe. Do zupełnego opanowania zadania potrzebne są jeszcze spółczynniki k_1 i k_2. Wyznaczymy je z pomiarów momentów całego samolotu. Porównując przy tem samem i i różnych β lub δ wartości momentu ΔC_{mG} otrzymujemy

$$k_1 = \frac{\Delta C_{mG1} - \Delta C_{mG2}}{\frac{sL}{St}\,Bn\,(\beta_1 - \beta_2)} = \frac{\Delta C_{mG1} - \Delta C_{mG2}}{\frac{sL}{St}\,B\,(\delta_1 - \delta_2)} \qquad 7$$

jako funkcję kąta natarcia. Nawiasowo zaznaczamy, że szczegółowe studjum tego spółczynnika może wyjaśnić nie jedną anomalję w stateczności podłużnej. Spółczynnik k_2 znajdziemy wprowadzając zależność między rzeczywistym kątem natarcia usterzenia i kątem natarcia płata

$$i' = i + \delta - k_2\,\frac{C_y\,(i)}{\lambda} \qquad 8$$

i stosując równanie

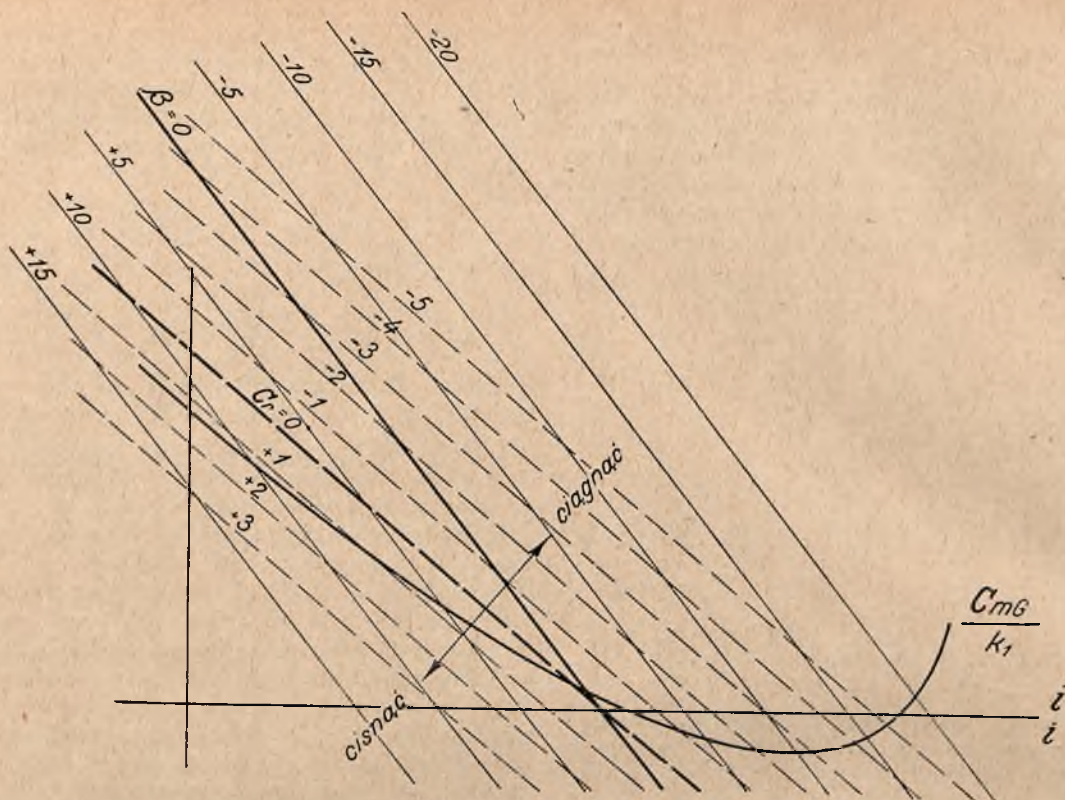
$$\Delta C_{mG} = C_{mG} - k_1\,\frac{sL}{St}\,B\left(i + \delta - k_2\,\frac{C_y}{\lambda}\right) = 0 \qquad 9$$

w którem niewiadomą jest tylko k_2. We wzorach (7) i (9) wartości B, n i s należy przyjąć z pomiarów usterzenia izolowanego.

Wprowadzimy teraz pewną modyfikację do utartego sposobu przedstawiania wykresu stateczności. Zazwyczaj stosuje się układ spółrzędnych, w których na osi odciętych odmierzane są kąty natarcia skrzydła i, na osi rzędnych zaś C_{mG}. Sposób ten nie jest wygodny, ponieważ linje wyrażające działanie usterzenia są zdeformowane w porównaniu z wykresem usterzenia izolowanego. Dzieje się to dla tego, że kąt spływu ε zależy od C_y skrzydła i wskutek tego, zależność kąta i' od i nie jest przy wielkich i małych kątach natarcia linjową, a także spowodu spółczynnika k_1, który nie jest stały. Wskutek tego nie jest dozwolone przesuwanie wykresu usterzenia wzgl. wykresu skrzydła, co może być dla wielu celów potrzebne. Niedogodności te będą usunięte, gdy przeniesiemy sp. k_1 na lewą stronę równania a na osi odciętych przyjmiemy równomierną podziałkę dla kątów i' a nie dla kątów i jak się to robi obecnie. Będziemy więc mieli

$$\frac{\Delta C_{mG}}{k_1} = \frac{C_{mG}}{k_1} - \frac{sL}{St}\,C'_y = f\,(i') = 0 \qquad 10$$

gdzie jak już mówiliśmy C_y' jest funkcją i' i β, lub też i' i C_r. Kompletny wykres przedstawiony jest na rys. 2. Na osi odciętych odmierzone są rzeczywiste kąty natarcia ustrzenia, i oznaczone są kąty natarcia skrzydła. Na osi rzędnych mamy dwie skale równe: skalę dla $+\frac{C_{mG}}{k_1}$ i dla $-\frac{sL}{St}C_y'$. Wykreślanie odbywać się może w nast. porządku: obierając pewien kąt i' obliczamy odpowiadający mu i i wyznaczamy sp. $\frac{C_{mG}}{k_1}$. Wykreślamy dalej wartości momentów usterzenia jako siatki linji $\beta = \text{const}$ i $C_r = \text{const}$. Wykresy te można sporządzić na kalce i przesuwać wzdłuż osi odciętych studjując np. wpływ kąta zaklinowania na momenty zawiasowe, możność osadzenia samolotu na trzy punkty i t. p., idąc wzdłuż krzywej $\frac{C_{mG}}{k_1}$ odczytujemy wielkości kątów β i momentów C_r odpowiadające kolejnym położeniom równowagi. Również możemy studjować stateczność przy wolno puszczonym sterze wysokości; linja $C_r = 0$ dzieli bowiem płaszczyznę rysunku na dwa obszary. Jeden na prawo w górę odpowiada położeniom równowagi, w których drążek sterowy należy ciągnąć, dolny lewy zaś tym, gdzie nań



Rys. 2.

należy cisnąć. W wykresie stateczności pominęliśmy wpływ silnika, gdyż interesują nas tylko strome loty ślizgowe.

Przystąpimy teraz do wprowadzenia w wykres stateczności deformacji skrzydła. Podstawy matematyczne do ich obliczenia podaliśmy w pracy p. t. Zastosowanie równań całkowych w statyce lotniczej. Sprawozdanie IBTL Nr. 16. Wynikiem jej jest stwierdzenie, że wskutek zależności momentów aerodynamicznych od kąta natarcia, poszukiwać należy krzywej skręcenia, która zapewnia równowagę sił sprężystości i naporu powietrza. Okażemy na prostym przykładzie główne myśli teorji.

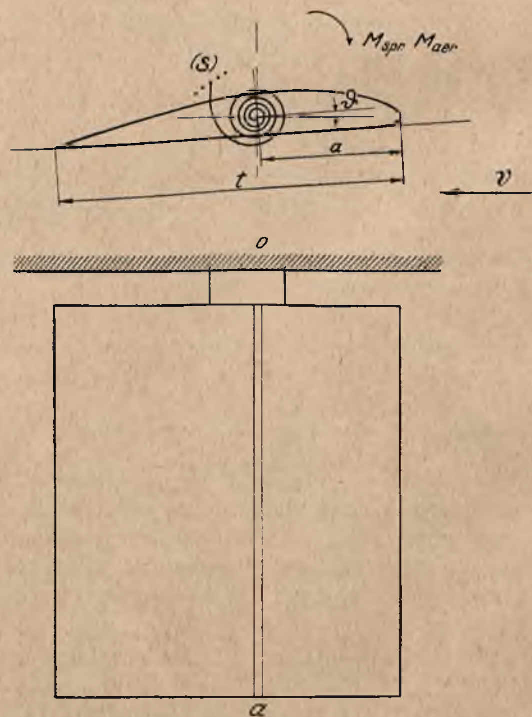
Przypuśćmy, że skrzydło prostokątne i nieodkształcalne, rys. 3. osadzone jest obrotowo na osi $O—a$, i ustalone sprężyną. Wskutek wychylenia o kąt ϑ powstaje moment przywracający

$$M_{spr} = C\vartheta \qquad 11$$

liczony jako dodatni, gdy przy dodatnim ϑ skręca skrzydło w kierunku wskazówek zegara. C jest charakterystyką sprężyny. Przyjmijmy, że wolny koniec sprężyny (S) możemy przestawić ustalając tem położenie wyjściowe. Jeżeli powietrze jest w spoczynku, skrzydło pozostaje nieruchome, wykonując co najwyżej tłumione drgania koło położenia równowagi. Wstawmy całe urządzenie w prąd powietrza o prędkości v. Powstaną teraz siły aerodynamiczne, które dadzą moment M_{acr}, dodatni, gdy skręca skrzydło noskiem w dół. Wyrażenie matematyczne na M_{acr} ma postać

$$M_{acr} = \frac{\gamma}{2\,g} v^2\, S t\, C_{ma} \qquad 12$$

gdzie C_{ma} jest sp. momentu koło osi $O—a$. Wskutek zjawienia się momentu aerodynamicznego nastąpi skrę-



Rys. 3.

cenie skrzydła o pewien kąt ϑ_1 które ze swej strony powoduje zmianę momentu obciążającego. Równowaga nastąpi przy pewnym kącie ϑ który wyznaczymy z warunku równowagi

$$M_{spr} + M_{acr} = 0 \qquad 13$$

Po podstawieniu otrzymujemy

$$C\vartheta + \frac{\gamma}{2\,g} v^2\, St\, C_{ma} = 0 \qquad 14$$

Podzielmy to równanie przez $\frac{\gamma}{2\,g} v^2\, St$, wtedy warunkiem do obliczenia kąta równowagi będzie

$$C_{ma} = -\frac{C}{\frac{\gamma}{2\,g} v^2\, St}\,\vartheta \qquad 15$$

Sporządźmy wykres sp. momentu koło punktu a (Rys. 4).

Stąd otrzymujemy

$$C_{ma} = C_{m0} + \left(m - \frac{a}{t}\right) B\,(\vartheta + \vartheta_0) \qquad 16$$

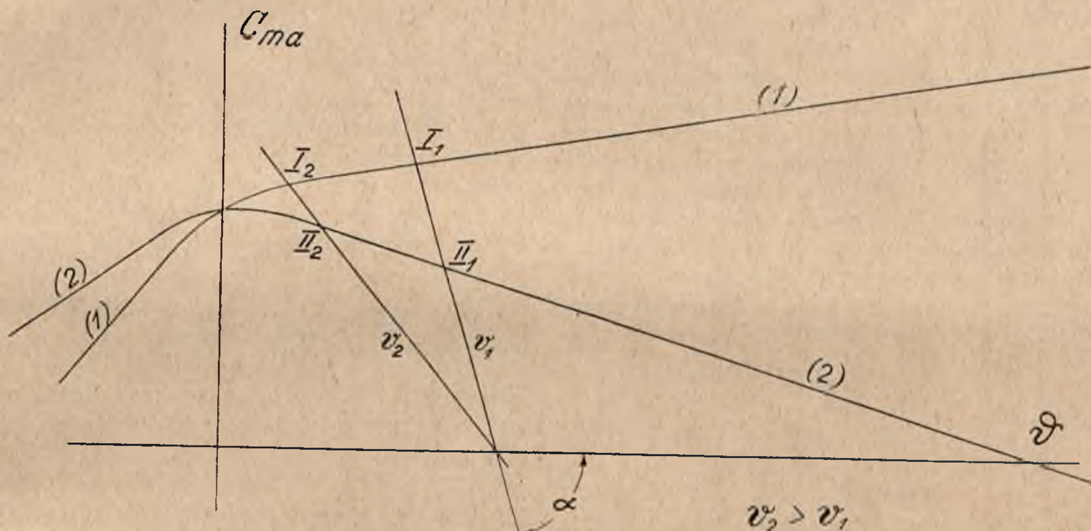
Podstawiając to wyrażenie w (14) otrzymujemy

$$\frac{\gamma}{2\,g} v^2\, St \left[C_{m0} + \left(m - \frac{a}{t}\right) B\,(\vartheta + \vartheta_0)\right] + C\vartheta = 0$$

z którego obliczamy

$$\vartheta = -\frac{\frac{\gamma}{2\,g} v^2\, St \left[C_{m0} + \left(m - \frac{a}{t}\right) B\,\vartheta_0\right]}{\frac{\gamma}{2\,g} v^2\, St \left(m - \frac{a}{t}\right) + C} \qquad 17$$

Jeżeli $\frac{a}{t} < m$, to zn. przy położeniu osi z przodu, wszystkie wyrazy są dodatnie i d jest ujemne; m posiada bowiem



Rys. 4.

Linja C_{ma} ma postać typową (1) gdy położenie osi skręcania jest bardzo bliskie przodu, postać (2) zaś gdy oś ta jest stylu. Obierając pewien kąt ϑ_0 jako położenie skrzydła jeżeli $v = 0$, kreślimy z punktu ϑ_0 prostą nachyloną pod kątem, którego $tg\alpha = -\frac{C}{\frac{\gamma}{2\,g} v^2\, St}$. Punkty I lub II będą szukanemi położeniami równowagi. Im prędkość lotu jest większą, tem mniejszy jest kąt nachylenia α. Widać stąd, że ze wzrostem prędkości, różnica kątów początkowego i końcowego wzrasta. Aby uchwycić te rzeczy liczbowo zróbmy nast. proste założenia co do sp. aerod.

$$C_{ma} = C_m - \frac{a}{t} C_y$$

$$C_m = C_{m0} + m\, C_y$$

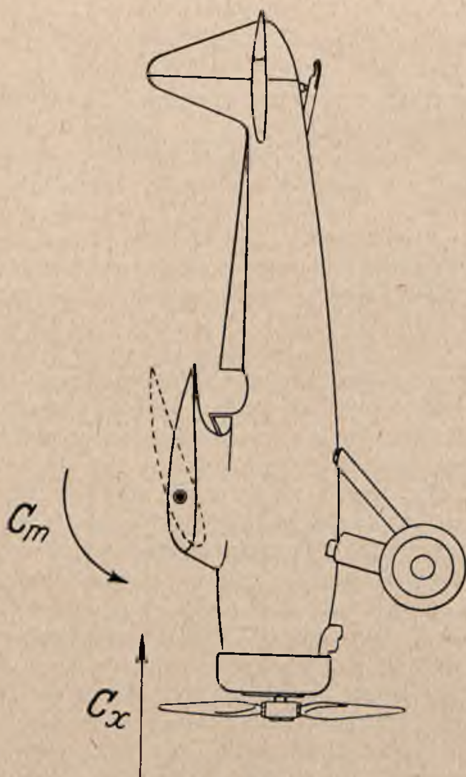
$$C_y = B\,(\vartheta + \vartheta_0)$$

dla profili używanych wartość prawie stałą, równą około 0,22 ÷ 0,25. Zobaczmy teraz co będzie, gdy przesuniemy oś obrotu ku tyłowi. Wyraz $m - \frac{a}{t}$ staje się ujemny i w miarę wzrostu prędkości mianownik może stać się zerem, wtedy kąty skręcenia wypadną nieskończenie wielkie. Zjawisko to nosi nazwę wyboczenia skrętnego. Należy pamiętać, że w wyrażeniu tem jest pewna symplifikacja, gdyż pojęcie nieskończenie wielkiego kąta skręcenia jest matematyczną fikcją. Niemniej jednak jest widocznem, że gdy z rachunku otrzymujemy nieskończoną wielkość odkształceń, już przy warunkach zbliżonych występują odkształcenia zbyt wielkie, niżby je można było z innych względów dopuścić. Dlatego też pojęcie prędkości, przy której może nastąpić wyboczenie, t. zw. prędkości krytycznej jest bardzo pożyteczne w ocenie pewności konstrukcji. Wchodzi ono pozatem w rozliczne wzory jako typowa wielkość rachunkowa decydująca jeszcze o wyborze tej lub innej metody obliczeń.

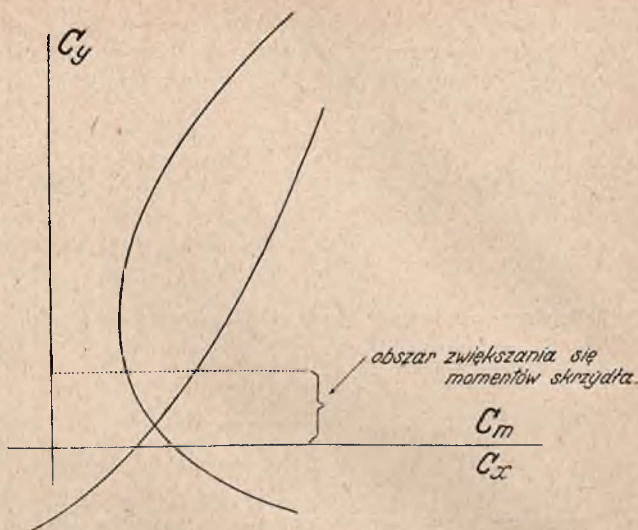
Sprawy te są omówione w cytowanej pracy z ogólnego

matematycznego stanowiska i podane metody obliczeń. Pozwolą one na wyznaczenie krzywych skręcenia dowolnego skrzydła w zależności od dwu wielkości: kąta natarcia nasady skrzydła i prędkości lotu. Następnym krokiem, który należy teraz zrobić będzie obliczenie sp. aerod. skrzydła skręconego. Ponieważ spółczynniki te zależą od prędkości, otrzymamy szereg biegunowych, z których każda qodpowiada innej prędkości. Wybierając na każdej z nich, takie C_x i C_y które dają prędkość lotu ślizgowego równą prędkości przyjętej do ich obliczenia, otrzymujemy szereg par C_x i C_y które utworzą biegunowę równowagi sprzężystej skrzydła skręconego. Wychodząc z niej obliczymy sp. momentu skrzydła wzgl. środka ciężkości i w ten sposób otrzymamy dane do poprawienia wykresu $\frac{C_{mG}}{k_1}$. Praktyczne przeprowadzenie obliczenia będzie polegało na dodaniu do wydmuchanej wartości C_{mG} dla całego samolotu, wyznaczonej rachunkiem różnicy sp. momentów dla skrzydła skręconego i nieskręconego.

Obliczenia te są nie tyle bardzo skomplikowane co mozolne, a szczególnie w zakresie oderwania (dolnego). Należy jednak uznać, że skręcenie skrzydła zmienia bardzo znacznie krzywą momentów. Przyjmijmy bowiem samolot w locie nurkowym i niech to będzie górnopłat, załóżmy, że skrzydło skręciło się tak, iż koniec jego wszedł już w strefę oderwania dolnego. Przy zwiększeniu kąta natarcia w kierunku wyciągnięcia samolotu, rys. 5 następuje zwiększenie momentów wzgl. środka ciężk. z dwu powodów: ponieważ C_m się zwiększa, podczas gdy w wypadku skrzydła nieskręconego otrzymujemy jego spadek



Rys. 5.

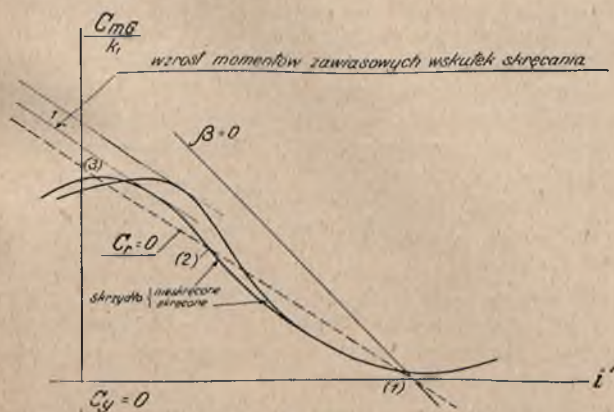


Rys. 6.

i ponieważ C_x się zmniejsza. Rys. 6. W wypadku dolnopłata wpływ drugi będzie odwrotny, lecz zwykle daleko mniejszy niż w pierwszym. Otóż, jak zobaczymy, tego rodzaju przebieg momentów może spowodować niemożliwość wyciągnięcia samolotu. Wrócimy do tego za chwilę, teraz zajmiemy się w kilku słowach położeniem osi skręcenia.

Podyktowane jest ono, poza względami na możliwość realizacji konstrukcyjnej, dążnością do zabezpieczenia skrzydła przeciw wpadnięciu w drgania samowzbudzone. Teorja ich najlepiej opracowana przez Anglików i dostatecznie sprawdzona doświadczalnie, wykazuje, że niebezpieczeństwo tych drgań zostaje usunięte, jeżeli skrzydło jest tak zbudowane, że środki ciężkości poszcególnych przekroji skrzydła leżą na osi skręcenia, (zakładamy, że ona jest linją prostą) i, jeżeli oś ta leży w pewnym ściśle określonym punkcię profilu, w środku uniezależnienia. Anglicy terminem tym określają taki punkt na profilu, koł którego doatkowe moenty aerod. wywołane drganiem giętnem są zerem; wprzybliżeniu leży on w 30% głębokości profilu. (The Flutter of Monoplanes, Biplanes and Tail Units, Air Ministry. R. and M. No 1255). Wobec tego widziwy, że w poprawnie ze względu na drganie zbudowanych skrzydłach wyrażenia $\frac{a}{t} - m$ będzie zawsze dodatnie i stąd sprawdzenie prędkości, przy której następuje niestateczność skrętna będzie obowiązkowe. Złamanie skrzydła które zbudowane jest w myśl powyższych zasad, a jednak jest niedostatecznie sztywne, nastąpić może dwoma sposobami, albo przez przekroczenie wytrzymałości materjału wskutek momentów skręcających, t.j. przez ukręcenie lub też wskutek drgań o wielkiej amplitudzie lecz małej częstotliwości, przyczem trudno będzie określić, która część ustąpi pierwsza. Jeżeli osie skręcenia i środków ciężkości umieszczone są inaczej, możliwem jest wpadnięcie w drgania, o znacznie większej częstotliwości niż poprzednie, których wynikiem jest natychmiastowe zwykle zniszczenia skrzydła.

Przejdźmy do dyskusji wpływu skręcenia skrzydła na momenty zawiasowe. Na rys. 7. mamy przedstawiony kompletny wykres momentów stateczności górnopłata, przy silniku wyłączonym. Bierzemy pod uwagę krzywą momentów skrzydła skręconego i dla porównania nieskręconego i wykreślamy siatkę linji $\beta =$ const i $C_r =$ const. Zobaczmy jak wtym wypadku przedstawia się zmiana sił na drążku, gdy samolot wchodzi w nurkowanie. Punkt (1) przedstawia lot ślizgowy z wolno puszczonym sterem; jest to lot stateczny. W celu zwiększenia prędkości pilot ciśnie na drążek. Siły wzrastają ze wzrostem prędkości, potem maleją i wpunkcie (2) stają się znowu żerem. Samolot jest tu z wolno puszczonym sterem niestateczny. Istnienie takiego punktu nie jest regułą, lecz ogólnie rzecz biorąc wadą samolotu. Przy dalszym nurkowaniu ciśnienia przechodzą w ciągnienia. Jeżeli skrzydło jest sztywne, wrastają one równomiernie z prędkością, tak że pilot otrzymuje ostrzeżenie przeciw dalszemu angażowaniu samolotu. Uważamy za zupełnie dopuszczalne, jeżeli punkt (2) odpowiada największej potrzebnej praktycznie prędkości nurkowania, tem bardziej gdy wynika z wykresu stateczności, że i przy większych prędkościach, w miarę wyciągania momenty zawiasowe stale się zmniejszają. W wypadku skrzydła niesztywnego może się jednak zdarzyć, że jeszcze przed osiągnięciem kąta przy którym prędkość jest największa, występuje maximum momentów zawiasowych. Kryje się tu bardzo wielkie niebezpieczeństwo. Przypuśćmy bowiem, że pilot przez oddanie steru wprowadził samolot w stromy lot nurkowy i znalazł się w obszarze na lewo od tego maximum (3). W pierwszej chwili gdy prędkość jest małą, skrzydło jest jeszcze nieskręcone i momenty zawiasowe są małe. Samolot jednak rozpędza się, skrzydło się skręca, momenty zawiasowe rosną a z niemi siły na drążku. Pilot zauważywszy, że samolot angażuje się w nurkowanie, zaczyna ciągnąć i natrafia na większe momenty. Jeżeli one wzrastają szybko może się zdarzać, że mimo ciągnienia samolot nurkuje coraz bardziej. Jednocześnie z powodu wielkiego obciążenia na usterzeniu, zgina się kadłub, statecznik zaś przestawia się względem cięciwy skrzydła, czyniąc samolot jeszcze bardziej ciężkim „na głowę'. Wyprowadzenie maszyny zależy teraz od tego, czy starczy siły pilotowi do przeciągnięcia przez maximum momentów zawiasowych. Pewną pomocą tylko może być w tym wypadku, zmniejszenie prędkości lotu przez wprowadzenie samolotu w trawers, co przy wielkiej prędkości zapewne łatwem nie będzie.



Rys. 7.

Opisane zjawisko przebiegać może w najrozmaitszy sposób zależnie od własności samolotu, istotnem jest jednak że wskutek nadmiaru momentów skrzydłowych i niestateczności samolotu w punkcie (2) zmniejszenia kąta natarcia siły nie wymaga i dokonać się może samoczynnie, podczas gdy do wyciągnięcia należy przezwyciężyć wielkie momenty skrzydłowe. Warunki pilotażu są zwykle bardzo złe przy małych kątach natarcia, a to spowodu zbytniej czułości sterów, wskutek czego małym zmianom położenia steru odpowiadają bardzo wielkie różnice prędkości i kątów natarcia. Koniecznem więc jest ogólnie mówiąc stosowanie przekładni różnicowej. Zmniejszy ona również siły na drążku przy nurkowaniu, a gdyby zaś okazało się, że posadzenie samolotu przy lądowaniu wskutek nadmiernych sił jest utrudnionem, wskazanem jeszcze będzie użycie kompensacji. Wyprowadzenie samolotu z opisanego zakleszczenia poza maximum momentów zawiasowych utrudnia jeszcze zbyt wielka występująca stateczność. Należy jeszcze zaznaczyć, że w niebezpiecznym obszarze usterzenie dostać się może w cień aerodynamiczny, pochodzący od skrzydeł lub przodu kadłuba. Wtedy momenty zawiasowe będą wprawdzie małe, tak że całkowite ciągnięcie steru będzie możliwe, usterzenie jednak jako całość będzie za mało skuteczne aby pokonać momenty skrzydłowe. Wskazane jest więc szczegółowe badanie spółczynnika k_1 na podstawie dmuchań tunelowych.

Aby zapobiedz tym niedomaganiom należy podnieść linję $C_r = 0$ ponad krzywą momentów równowagi sprężystej skrzydła. Stać się to może:

1) Przez zmniejszenie stosunku steru do statecznika, należy tu jednak uważać aby starczyło steru do ściągnięcia.

2) Przez powiększenie powierzchni usterzenia. Droga ta może być nieekonomiczną w razie przesady, gdyż zwiększa ciężar samolotu, opory i siły na drążku; nadmiar stateczności przy nurkowaniu jest jednak pożyteczny, szczególnie dla samolotów myśliwskich i torpedowych.

3) Przez umieszczenie środka ciężkości z przodu, z zastrzeżeniem jednak jak powyżej.

4) Przed dobrze dobraną kompensację i różnicowe sterowanie.

1) Przez sztywną konstrukcję skrzydła i mały sp. momentu.

6) Przez dostateczną długość kadłuba.

7) Przez unikanie cieni, stosownem oprofilowaniem.

Aby otrzymać istotnie dobre własności samolotu, trzeba oddziałać na wszystkie wyliczone czynniki.

Reasumując powyższe wywody powiadamy: Wyprowadzenie samolotu z lotu nurkowego będzie zawsze możliwe, jeżeli przy uwzględnieniu odkształceń samolotu, linja momentów usterzenia z wolno puszczonym sterem będzie leżała ponad krzywą momentów skrzydła.

Pil. Inż. ZBIGNIEW ŁUCZYŃSKI

Sterowanie poprzeczne samolotu.

Dla zachowania równowagi poprzecznej, gdy o skrętach nie było jeszcze mowy, posługiwano się początkowo zmianami środka ciężkości. Pilot gwałtownemi ruchami ciała starał się utrzymać równowagę w powietrzu.

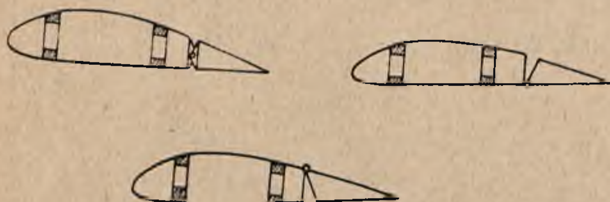
Następnym etapem były sprężyste i wyginane skrzydła. Zmiany kąta natarcia skrzydła zwiększały lub zmniejszały jego nośność, wywołując obrót samolotu według jego osi podłużnej. W ten sposób można było włożyć samolot w krzywiznę. Ze sposobu tego korzystali najpierw bracia Wright potem inż. Ferber.

Prawie równocześnie zaczęto stosować wyginanie końców skrzydeł z tem, że pozostała część skrzydła była zupełnie sztywna.

Gdy wreszcie skrzydłom zaczęto stawiać wymagania dostatecznej wytrzymałości i najlepszego kształtu dla opływu powietrza zastąpiono obydwa sterowania lotkami.

Ten ostatni sposób sterowania, jakkolwiek ulega pewnym zmianom w związku z wymaganiami stawianemi dzisiejszym samolotom, jest powszechnie obowiązującym. Lotkami nazwano klapki wychylane w górę lub w dół, umieszczone w zewnętrznych częściach skrzydeł na ich tylnej krawędzi. Skutkiem wychylenia lotki zmienia się kształt profilu oraz kąt natarcia na długości skrzydła odpowiadającej długości lotki. Wywołuje to zmianę opływu i nośności w tej części skrzydła. Skutkiem tego powstaje niesymetrja obciążenia skrzydeł i co za tem idzie moment obrotowy dokoła osi podłużnej samolotu.

Oś obrotu tych lotek jest zwykle umieszczona jak podano na rys. 1.



Rys. 1.

Lotka wychyla się w obie strony o tę samą ilość stopni. Zwykle wychylenie wynosi 20° — 25°. Położenie osi obrotu nie posiada większego wpływu na moment poprzeczny samolotu i jest uwarunkowane raczej względami konstrukcyjnemi, a więc prostotą wykonania zawias lotki, żeberek lotkowych i t. p.

Czasami szpary zarezerwowane dla umożliwienia wychyleń lotce są opłótnione lub przykryte blachą. Zabieg ten specjalnie opłaci się dla samolotów szybszych.

Zmniejszenie C_x min dochodzi wtedy do $\sim 0{,}1$ co daje dla przeciętnej szybkości samolotu 200 km/godz. zysk na szybkości 6 ÷ 8 km/godz.

W związku z dobraniem lotek dla pewnego skrzydła lub raczej samolotu należy rozważyć stateczność poprzeczną samolotu. Zwykle pomija się ją milczeniem, bo nie daje się ona ująć w tak prostej formie jak stateczność podłużna i jest ściśle związana ze statecznością kierunkową.

Sprawdza się natomiast starannie sterowność poprzeczną i zwrotność samolotu.

Statecznością wogóle będzie nazywać się zdolność zachowania warunków równowagi oraz skłonność powrotu do niej, po wprowadzeniu do rozpatrywanego układu pewnych zaburzeń zewnętrznych.

Tak więc deska rzucona na wodę, po zanurzeniu jej, stale przybierać będzie pierwotne położenia. Układ ten jest stateczny.

Ważnem jest wiedzieć o ile układ jakiś ma tendencję do zachowania równowagi i w jakim czasie potrafi usunąć zaburzenie powracając do pierwotnego swego położenia.

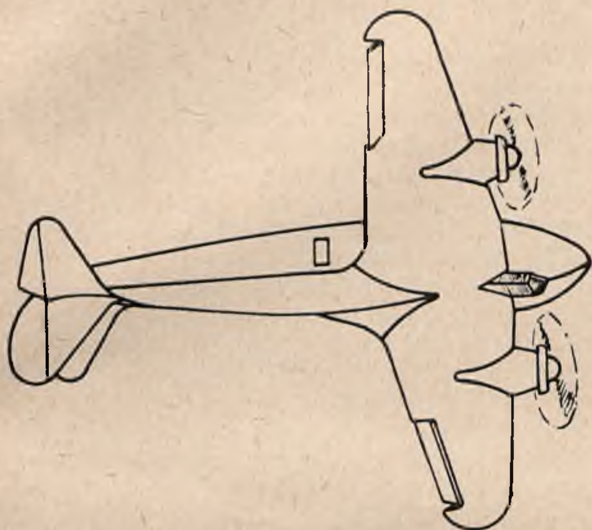
Zachowanie się samolotu, odnośnie tłumienia jego wychyleń przy obrocie dokoła osi podłużnej, można wyjaśnić następująco. Przy wychyleniu samolotu koło osi podłużnej otrzymuje skrzydło idące do dołu, ze względu na dodatkowe składowe szybkości obrotowej elementów tego skrzydła, skierowane do dołu, większy kąt natarcia. Skrzydło idące do góry posiada natomiast mniejszy kąt natarcia. Rozkład kątów natarcia elementów skrzydła wzdłuż jego rozpiętości zależy od szybkości wychylenia skrzydła. Gdy samolot znajduje się w normalnych warunkach lotu np. locie prostolinjowym, zmiany kątów natarcia na skrzydłach powodują wzrost siły nośnej na skrzydle idącym do dołu i zmniejszenie jej na skrzydle idącym w górę. Stąd pochodzi moment obrotowy tłumiący wychylenia samolotu. Tak się dzieje przy locie na małych i średnich kątach natarcia. Po przekroczeniu pewnej krytycznej wartości kąta natarcia, odpowiadającej max. nośności skrzydła, z dalszym wzrostem kąta natarcia nośność skrzydła maleje. Gdy samolot jest przeciągnięty (zadarty) np. w czasie lotu na minimalnej szybkości, i ze względu na podmuch wiatru uzyska wychylenie w jakąś stronę, pilot zareaguje wychyleniem lotki skrzydła idącego do dołu także w dół. Kąty natarcia tej strony płata przekroczą krytyczną wartość znacznie wcześniej, powodując spadek nośności po tej stronie. Przyśpieszy to obrót samolotu w stronę, w którą się wychylił i skutkiem straty szybkości nastąpi w konsekwencji korkociąg.

Widać stąd, że normalne lotki na minimalnej szybkości były mało czułe i nie wystarczały do zachowania równowagi poprzecznej samolotu. Wymienione wyżej lotki mają jeszcze jedną wadę.

Mianowicie opór czołowy skrzydła, którego lotka jest wychylona do dołu wzrasta szybciej (jest większy o

~ 30%) niż skrzydła, którego lotka jest wychylona do góry.

Skutkiem tego powstaje moment obrotowy kierunkowy przeciwdziałający wprowadzeniu samolotu w krzywiznę. Zmusza to do korzystania w skręcie ze steru kierunkowego. Warto tu wspomnieć o jeszcze jednym czynniku psującym zwrotność samolotu. Jest nim opierzenie pionowe umieszczone nad środkiem ciężkości samolotu.



Rys. 2.



Rys. 3.

Po wychyleniu steru kierunkowego w stronę żądanego skrętu, na opierzenie pionowe działa reakcja powietrza w ten sposób, że wywołuje z jednej strony moment obrotowy kierunkowy (zarzuca ogonem samolotu) oraz moment obrotowy poprzeczny, przeciwdziałający momentowi poprzecznemu lotek.

Ten moment poprzeczny opierzenia pionowego doskonale można usunąć stosując opierzenie opuszczane do dołu według patentu inż. Tesseyre'a i A. Zdaniewskiego. Gdy opierzenie pionowe przesunie się pod kadłub moment poprzeczny powstający tam podtrzymuje samolot w skręcie.

Widać z powyższego, że zwrotność samolotu z normalnemi lotkami jest mała na dużych kątach natarcia.

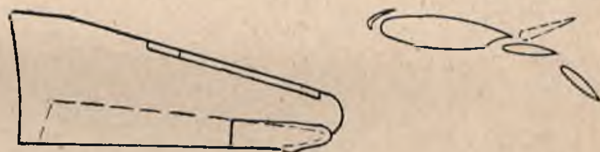
Inną ich wadą jest to, że posiadają małą sterowność. Sterowność mierzy się pracą, jaką musi włożyć pilot, aby uzyskać wychylenie lotek.

Na dużych szybkościach, gdy ciśnienie prędkości na elementy skrzydła jest duże, wychylenie lotek wymaga dużego wysiłku pilota. Mówi się, że lotka na dużych prędkościach jest „twarda". Gdy samolot jest przeciągnięty oczywiście można wychylać lotki mniejszemi siłami, przyłożonemi na drążku sterowym i lotki „miękną".

STEROWANIE JEDNĄ LOTKĄ.

Zważywszy ponadto, że wychylenie lotki do dołu, t. j. w stronę, gdzie panują nadciśnienia, wymaga większego wysiłku niż wychylenie lotki w górę, dochodzi się do wniosku, że dobrze byłoby sterować lotkami tak, by przy wychylaniu drążka sterowego wychylała się jedna lotka i tylko do góry. Nadmienić trzeba, że siły na drążku do wychylania lotek w górę lub w dół zazwyczaj są tego samego znaku, t. zn., że przy sterowaniu 2 lotkami sumują się.

Tego rodzaju sterowanie było użyte na samolocie Fieseler Fi 97, biorącym udział w Challengu 1934 r. Za koniecznością stosowania tego rodzaju lotki przemawiał tam inny wzgląd — konstrukcyjny. Zastosowano tam na całej rozpiętości skrzydła klapkę do lądowania systemu Fowler. Układ skrzydła tego samolotu jest podany na rys. 4.



Rys. 4.

Trzeba dodać, że przy wysuniętej klapie i wychyleniu lotki tworzyła się dysza zwiększająca ciśnienie na lotce.

Warto nadmienić, że normalne skrzydło posiadające C_y max = 1,27 przy użyciu klapy Fowlera daje C_y max = 3,7. Krawędź przednia klapy jest o 2,5% głębokości płata pod jego krawędzią spływu i cięciwa klapy jest wychylona o 40° do dołu. Kąt natarcia płata wynosi wtedy ~ 16°.

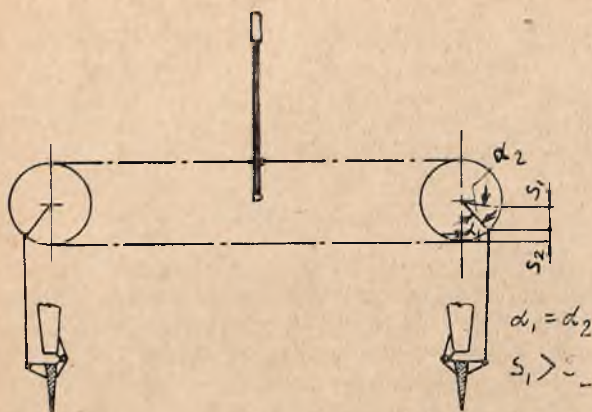
Pozwala to więc stosować normalne podwozie do lądowania na trzy punkty.

LOTKI RÓZNICOWE.

Wspomniane wyżej wady sterowania lotkami zwykłemi usuwają lotki różnicowe, używane np. na samolotach Moth przez f. de Havilland. Schemat tego sterowania podaje rys. 5.

Z rysunku widać, że droga drążka sprzęgniętego z lotką S_1, odpowiadająca wychyleniu lotki w górę jest większa od drogi S_2 — wychylenie do dołu. W ten sposób lotka w górę wychyla się znacznie więcej niż do dołu i ponadto usuwa się w tem sterowaniu moment kierunkowy, psujący skręt. Nadto sterowanie to jest bardziej

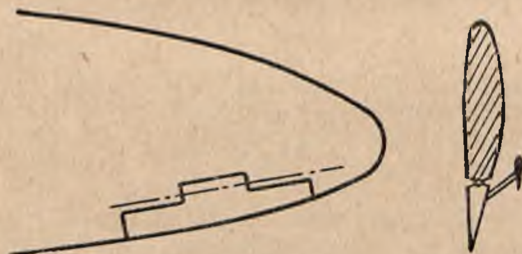
miękkie, bo siły na drążku sterowym są znacznie mniejsze.



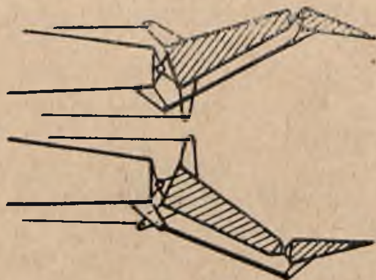
Rys. 5.

INNE SPOSOBY POPRAWIENIA STEROWNOŚCI LOTEK.

Z innych sposobów poprawienia sterowności lotek można wymienić: skompensowanie lotki przez zbliżenie środka parcia reakcji powietrza do osi obrotu, zastosowanie servo-klapek na lotkach według Flettnera, wzgl. zastosowanie klapek sprzęgniętych ze stałą częścią skrzydła. rys. 6. 7 i 8.



Rys. 6 i 7.



Rys. 8.

Ten ostatni układ zastosowany na samolocie „Monospar" podaje rys. 8. Przy wychyleniu lotki, klapki umieszczone na niej wychylają się w stronę przeciwną, zmniejszając siły na lotce.

Odciążenie to zmusza do stosowania większych lotek dla zapewnienia ich dostatecznej czułości, jednak daje na dużych prędkościach, przy małych wychyleniach lotek nieznaczne tylko odciążenia.

Rys. 6 podaje lotki stosowane na samolocie Heinkel H 71, rys. 7 na samolocie Potez 25.

SKRZYDŁA SZCZELINOWE.

Dalszego polepszenia w działaniu lotek, w związku ze zwiększeniem bezpieczeństwa lotu, zaczęto szukać na drodze poprawienia własności aerodynamicznych skrzydła.

Najskuteczniej poprawiają jego własności skrzydła szczelinowe.

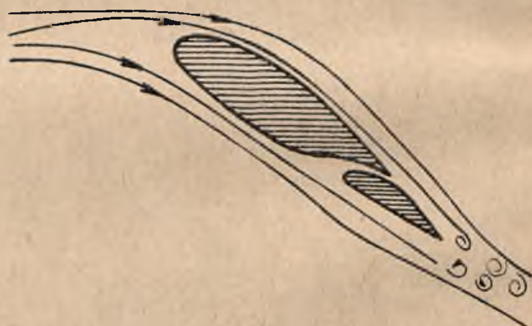
Główne zadania narzucone skrzydłu szczelinowemu do spełnienia są następujące:

a) Zwiększenie max. wyporu i co zatem idzie polepszenie własności lotnych.

b) Polepszenie stateczności poprzecznej i sterowności w obszarze max. nośności.

Na zwykłym profilu daje się uzyskać, w zależności od jego kształtu, max. nośności na kącie $\sim 15^0$. Skutkiem stosowania szczeliny można zwiększyć nośność o $\sim 50\%$ i zwiększyć kąt, przy którym następuje oderwanie się strug powietrza od płata w przybliżeniu w tychże granicach.

Zjawisko to można wytłumaczyć w sposób następujący. Patrz. rys. 9.



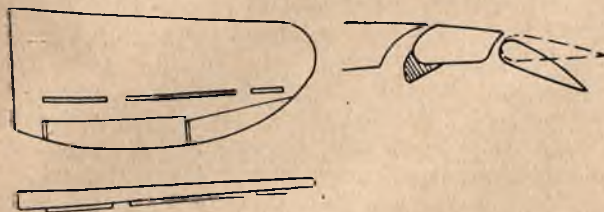
rys. 9.

W czasie lotu następuje po stronie ssącej płata, gwałtowne zwiększenie szybkości, poczem szybkość ta spada. W związku z tem występuje gwałtowny spadek ciśnienia, poczem, w kierunku ku krawędzi spływu, podciśnienie to zmniejsza się. Warstwa powierzchniowa, której dzięki tarciu odebrana jest część energji, nie jest w możności przeciwdziałać wzrostowi ciśnienia i następuje w pewnym miejscu profilu po stronie grzbietowej oderwanie się jej. Opływ jest zaburzony, tworzą się wiry.

Skutkiem wprowadzenia do skrzydła szczeliny, po stronie ssącej jest wprowadzony zdrowy odpływ oraz jest dostarczona energja do uzyskania normalnego opływu. Oderwanie jest odsunięte w obszar znacznie większych kątów natarcia.

Jeszcze korzystniej wygląda opływ, jeśli do szczeliny znajdującej się w tyle, skrzydła (szczelina Lachmana) dołączyć szczelinę i skrzydełko pomocnicze na przodzie skrzydła t. zw. „sloty". W ten sposób można uzyskać

zwiększenie nośności z C_y max = 1,32 do C_y max = 2,0; przykładem takie dwukrotnej, w kilku miejscach przerwanej szczeliny, może być konstrukcja płata samolotów Breda BA39 i BA42, wg pomysłu Breda-Mazzini. rys. 10.



rys. 10.

Na dużych szybkościach szczelina ta jest zamknięta, natomiast na małych prędkościach jest ona otwierana mechanicznie z siedzenia pilota.

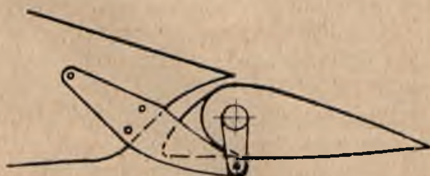
Przy zastosowaniu szczeliny Lachmana zwiększa się szybkość opływu na lotce lub klapie i skutkiem tego są one więcej obciążone. Dla uzyskania dobrej ich sterowności, należy stosować ich odciążenie.

Anglicy przeważnie stosują wtedy lotkę wg. pomysłu Fryze, której nosek jest znacznie wysunięty przed oś obrotu rys. 11. W ten sposób można zbliżyć środek parcia sił działających na lotkę do 26% jej głębokości, zamiast normalnie otrzymanego położenia na 40% głębokości lotki.

Lotki Fryze mają jeszcze tę zaletę, że zwiększają zwrotność samolotu. Przy wychyleniu lotki ku górze t. zn. na skrzydle wewnętrznym powstaje w czasie skrętu znacznie większy opór niż na skrzydle zewnętrznym.

Opór ten pochodzi od wychylonego noska lotki do dołu.

Czasami przeto poleca się stosować raczej lotki Fryze niż różnicowe, lub nawet obydwie metody odciążania razem.



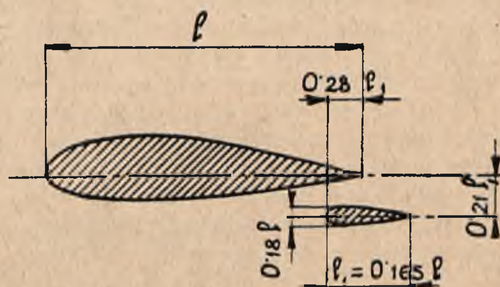
rys. 11.

Tego rodzaju lotki mają jeszcze zaletę, że mogą służyć jako klapy do lądowania i mimo odgięcia w dół o 10÷15° są dostatecznie czułe, aby utrzymać równowagę poprzeczną samolotu.

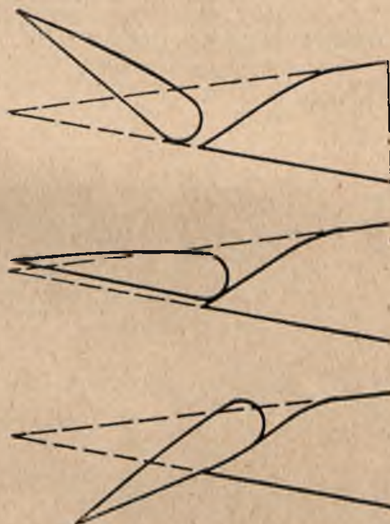
Specjalnie korzystne są lotki szczelinowe wykonane wg. Junkersa. rys. 12.

Ze względu na czystą konstrukcję części stałej skrzydła, lotki te są umieszczone na wspornikach pod skrzydłem. Oczywiście opór skrzydła C_x min z tego rodzaju lotkami jest większy niż skrzydła z lotkami normalnemi i dlatego są niechętnie używane do skrzydeł samolotów bardzo szybkich.

Pewnego rodzaju odmianą tych lotek, są lotki umieszczone na krawędzi spływu, nad skrzydłem. Dają one cokolwiek mniejszy C_x min od poprzednich, lecz są mało czułe przy wychyleniu lotek w górę. Tego rodzaju lotki stosowano na samolotach Pander i Northrop, by następnie dodać klapy do lądowania na całej rozpiętości skrzydła. Lotki te nie dają dobrych wyników.



rys. 12.



rys. 13.

Bardzo ciekawą konstrukcją lotek ze szczeliną w tyle skrzydła zastosowano na samolocie amfibji „Mistral". Lotki te, w związku z zastosowaniem na płat profilu dwuwypukłego, dały doskonałe wyniki i mogą być równocześnie użyte jako klapy do lądowania rys. 13.

Zasada działania lotek jest zrozumiała z rys. 13. W położeniu neutralnem i wychyleniach w górę lotki przymykają szczelinę, przy wychyleniu w dół, tworzą szczelinę Lachmana.

SLOTY.

Wyżej wspomnianym wymaganiom, stawianym lotkom, potrafią one sprostać, jeśli dać jeszcze na skrzydle szczeliny oraz skrzydełka, umieszczone przed krawędzią natarcia skrzydła.

Szczeliny te nazwano slotami.

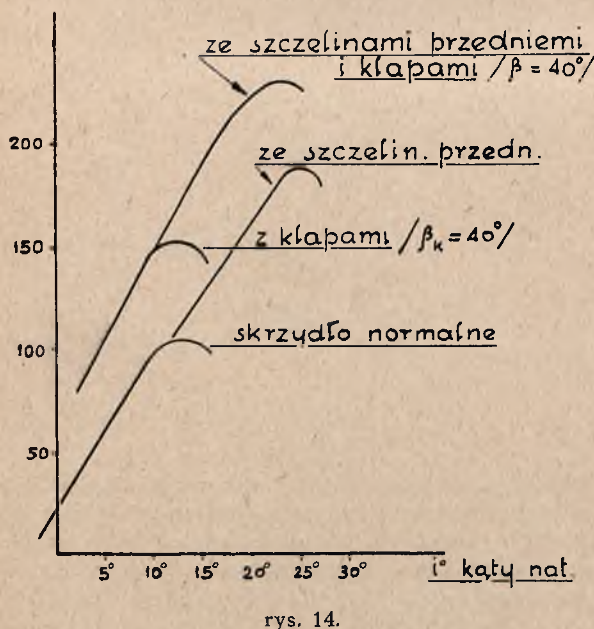
Według oznaczeń British Air Ministry, slot jest to urządzenie do zmiany opływu na górnej stronie profilu. uzyskane przez ruch skrzydełka pomocniczego na krawędzi natarcia skrzydła. Jest to więc odstęp między skrzydełkiem i płatem. Wielkość jego jest sterowana ruchem pomocniczego skrzydełka.

Jeśli slot służy do poprawienia własności samolotu przy jego przeciągnięciu, to jego rozpiętość odpowiada rozpiętości lotki. Anglicy nazywają go „wing tip slot".

Odnośnie poprawienia skuteczności lotki można wyjaśnić zachowanie się skrzydła z takim slotem następująco:

Gdy samolot jest przeciągnięty, oderwanie się strug na płacie zaczyna się od jego środka, rozchodząc się ku końcom skrzydeł. Po przekroczeniu więc pewnego kąta natarcia (krytycznego), samolot skutkiem utraty nośności przepadnie, a nie pochyli się na skrzydło, bo w częściach objętych lotkami, ma miejsce normalny opływ (uzasadnienie patrz str. 9) i są one jeszcze dostatecznie czułe.

Gdy slot jest umieszczony na całej rozpiętości skrzydła, to służy do zmniejszenia szybkości lądowania, minimalnej lub startu. W wypadku tym sloty są zwykle połączone z klapami. Wyżej omówione własności szczelin, doskonale ilustruje załączony wykres. rys. 14. Przedstawione są na nim zmiany współczynnika wyporu Cy w funkcji kąta natarcia.



rys. 14.

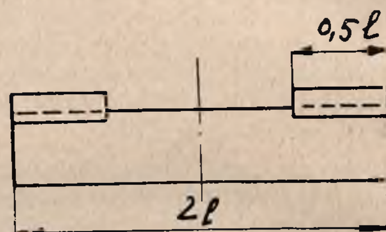
Z wykresu tego widać, że dla kątów lądowania, narzuconych przez konstrukcję podwozia i lądowanie na 3 punkty, sloty nie dają się wykorzystać. Znaczenie ich jest większe jako środka, służącego raczej do zwiększenia bezpieczeństwa lotu oraz dla zwiększenia zwrotności samolotu.

Do zmniejszenia szybkości lądowania są używane sloty automatyczne — auto slot lub sloty otwarte. Francuzi nazywają tę ostatnią konstrukcję „bec de securité". Wadą takie stałej szczeliny jest wzrost C_x min o ~ 10%. Daje to spadek szybkości maxim ze 147 km/godz. do 136 km/godz. Uzyskamy wtedy, wzrost C_y max ~ 54% i zmniejszenie szybkości lądowania o ~ 19%.

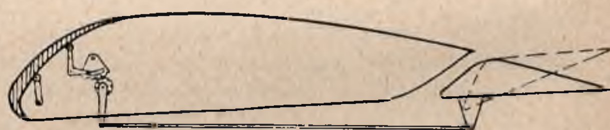
Sloty automatyczne otwierają się wtedy, gdy kąt natarcia przekroczy pewną wartość. W stanie zamkniętym, profil skrzydełka tworzy z profilem pozostałej części skrzydła zamkniętą całość.

Ciekawym jest udział nośności skrzydełka w stosunku do nośności płata. Zależy on od kształtu szrzydełka i wynosi od $\frac{1}{5}$ — ½ całego obciążenia skrzydła. Jest to szczegół niezmiernie ważny przy konstrukcji slotów.

W związku z poprawieniem sterowania poprzecznego samolotu stwierdzono, że najlepsze rezultaty uzyskano dla rozpiętości slotu odpowiadającej 0,5 ÷ 0,6 $\frac{l}{2}$ i wtedy, gdy długość slotu odpowiada rozpiętości lotki. rys. 15.



rys. 15.



rys. 16.

Czasami używa się sloty sprzęgnięte z lotkami, jak na rys. 16. Slot otwiera się tu, gdy lotka jest wychylana do dołu, przy wychylaniu w górę jest zamknięty. W pierwszym wypadku oderwanie jest opóźnione, w drugim przyśpieszone. W ten sposób poprawia się sterowanie poprzeczne i na dużych kątach natarcia i stwarza się bezpieczeństwo przeciw korkociągowi lub zwaleniu na skrzydło przy przeciągnięciu lub porywach w czasie lądowania, a więc przy ziemi.

Rozwiązanie ostatnie jest obecnie zarzucone.

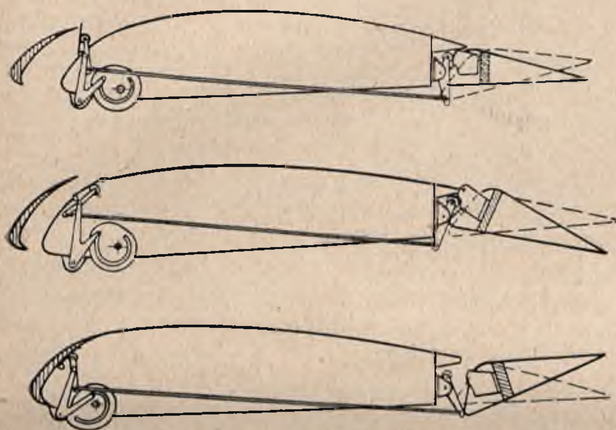
LOTKI LISTWOWE.

Poprzednie wykonania nie rozwiązały dostatecznie sterowania poprzecznego. Dobre wyniki dały dopiero lotki listwowe, według patentu Handley Page-Lachman.

Lotka listwowa (ang. interceptor z lub autoslot) jest to płytka lekko wygięta i zamocowana na zawiasie, na górnej stronie profilu, bezpośrednio za slotem. W położeniu neutralnem przylega ona dokładnie do profilu skrzydła, nie psując go wcale. Rozpiętość tej lotki odpowiada zwykle rozpiętości szczeliny tylnej. Płytka ta jest sprzęgnięta drążkiem z lotką w ten sposób, że przy otwartym

slocie wychyla się wraz z lotką ku górze. Skutkiem tego przymyka się częściowo lub zupełnie szczelina między skrzydełkiem i skrzydłem oraz działanie szczeliny jest częściowo lub zupełnie zniszczone. Interceptor działa tylko na dużych kątach natarcia przy otwartym slocie, natomiast w zakresie kątów natarcia normalnie używanych jest wyłączony i zablokowany slotem.

Przy wychyleniu interceptora na dużym kącie natarcia i wychyleniu lotki w górę, zmniejsza się nośność tego skrzydła oraz zwiększa jego opór. Skutkiem tego obrót samolotu dokoła osi podłużnej jest przyśpieszony i co za tem idzie wzrasta jego zwrotność. Rozwiązanie interceptora jest podane na rys. 17. Rys. 18 objaśnia sposób jego działania.



rys. 17.

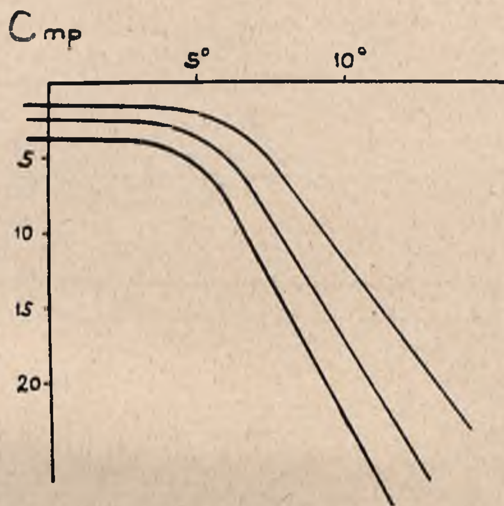


rys. 18.

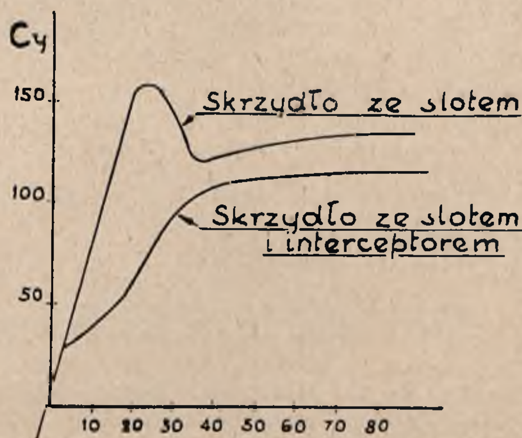
W związku z użyciem interceptorów trzeba nadmienić, że najkorzystniejsze ich położenie wypada na 10—20% głębokości płata. Należy je każdorazowo dobrać do profilu płata. Pewną wadą interceptorów jest gwałtowność ich działania. Widać to wyraźnie na wykresie, przedstawiającym zależność współczynika momentu poprzecznego od kąta natarcia. rys. 19.

Ze względu na poziomy charakter krzywych oraz małą wielkość C_{mp} można twierdzić, że na małych kątach natarcia i przy slocie zamkniętym użycie interceptora nie dawałoby żadnych wyników.

Podobnie interceptor nie wychyla się przy otwartym slocie i lotce wychylonej do dołu, aby nie psuć nośności płata po tej stronie. Natomiast, przy lotce wychylonej w górę i otwartym slocie (duże kąty natarcia), współczynnik momentu poprzecznego gwałtownie rośnie z kątem wychylenia interceptora. Dla przejrzystości wykresu trzeba nadmienić, że ilustruje on wartość momentu poprzecznego pomierzonego dla jednej strony skrzydła. Na drugiej stronie lotka i interceptor były w położeniu neutralnem. Zalety interceptora dobrze dobranego są widoczne z rys. 20. Wykres przedstawia zależność między współczynnikiem siły nośnej płata i wychyleniem interceptora.



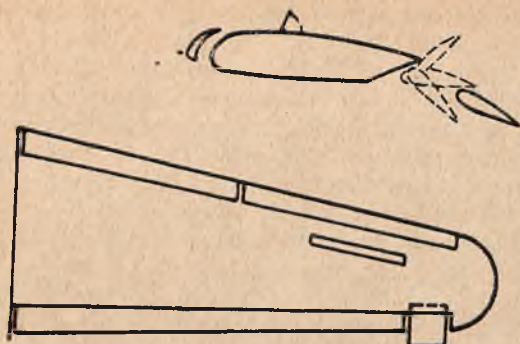
rys. 19.



rys. 20.

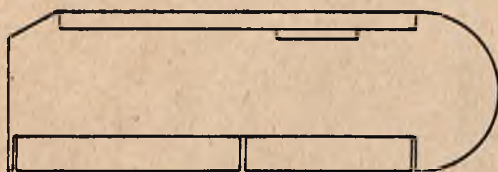
Widać stąd, że dobry interceptor daje poziomy prawie charakter współczynnika nośności, a więc niema tu gwałtownej utraty nośności i niebezpieczeństwa zwalenia na skrzydło. Krzywa dla skrzydła bez interceptora, wykazuje w pewnem miejscu gwałtowną stratę nośności płata.

Sterowanie lotkami z użyciem inteceptorów posiadały samoloty biorące udział w Challenge'u 1934 r. Rys. 21 i 22 podają komory nośne samolotów R. W. D. 9 i B. F. W. Me. 108.



rys. 21.





rys. 22.

WNIOSKI.

Zastosowanie szczelin na skrzydle, zwłaszcza w obszarze lotek, jest najlepszą dotychczas znaną drogą do poprawienia własności samolotu. Trzeba zaznaczyć, że w dwupłatach można uzyskać prawie poziomy charakter krzywej $C_n = f(i)$ przez odpowiednie sklinowanie płatów. Daje to znaczną rękojmię bezpieczeństwa lotu.

Z przyczyn, dla których nie zawsze są używane szczeliny, można wymienić: Wzrost ciężaru płata przy ich użyciu oraz trudności konstrukcyjne. Ponadto nie można wykorzystać dużych nośności płatów ze szczelinami o ile nie zostanie zbudowane podwozie dostatecznie wysokie. Bowiem duże nośności występują tu przy dużych kątach natarcia. Nie można więc zmniejszyć dostatecznie szybkości lądowania.

Ze względu na lądowanie należy raczej robić szczeliny w tyle skrzydła przy klapach. Wtedy jednak środek parcia sił na skrzydle cofa się bardzo do tyłu (samolot b. ciężki na głowę) i trzeba wykonać opierzenie o dużej powierzchni, oporze i ciężarze, by móc utrzymać sterami samolot w stanie przeciągniętym. Przy użyciu także i szczelin przednich (oprócz klap) można znacznie ograniczyć wędrówkę środka parcia i ponadto usunąć niebezpieczeństwo zwalenia się samolotu na łeb w pobliżu ziemi. Jest ono w skutkach tego samego rzędu co zwalenie się przez skrzydło.

Jeszcze jedną trudność latania na dużych kątach natarcia nastręcza opierzenie pionowe. W tych stanach lotu opierzenie to wchodzi w cień kadłuba lub oprzenia poziomego i ster kierunkowy jest b. nieczułym.

Na zakończenie trzeba nadmienić, że brak dotychczas wszelkich prób i pomiarów nad statecznością poprzeczną samolotu. Dobrze byłoby, gdyby Instytuty Badawcze podały wartości różnych rodzajów stateczności pomierzonych na różnych typach samolotów w tunelu i w locie i aby stworzyl konstruktorowi materjał w doborze stateczności samolotu.

LITERATURA.

C. Mathias. Die Seitenstabilität des ungesteuerten Normalfluges und ihre technischen Vorbedingungen. Z. F. M. 1932.

W. Pleines. Der Schlitzflügel. Luftwissen 1934. Weick u Wenzinger: Effect of lengthof Handley Page-Tip slots on the lateral stability factor, damping in roll. NACA T. N. 423.

Inż. ANTONI JANOWSKI.

Planowanie w lotniczych warsztatach remontowych.

W numerze drugim „Wiadomości Technicznych Lotnictwa" z r. 1934 ukazał się artykuł mjr. pil. inż. Sipowicza o organizacji pracy w lotniczych warsztatach remontowych. Uwagi niniejsze odnoszą się do tego artykułu i mają za cel rozwinięcie niektórych zawartych w nim zasadniczych myśli autora w kierunku łatwego i wygodnego ich zastosowania do praktyki warsztatowej.

Samą kwestję, czy stosowanie rozbudowanego planowania jest celowe w warsztatach lotniczych o charakterze prawie wyłącznie remontowym, można uważać dziś za przesądzoną w sensie pozytywnym. Dowodzi tego niezbicie doświadczenie.

Oczywiście istnieją specyficzne trudności tam, gdzie program prac ulega błyskawicznym i częstym zmianom oraz zachodzą niespodziewane braki potrzebnych materjałów. Okazuje się jednak, że przy dostatecznej elastyczności samego systemu planowania, trudności te dają się łatwo pokonać, łatwiej niewątpliwie, niż bez zastosowania planowania, jako odrębnej czynności organizacyjnej.

Postulat elastyczności w systemie planowania będzie wtedy spełniony, jeżeli przy dowolnie częstym przerzucaniu od jednej pracy do drugiej tak pojedyńczych pracowników jak i całych brygad, kierownictwo nie traci swobodnej kontroli nad zatrudnieniem warsztatów.

Konieczność spełnienia postulatu elastyczności ma szczególną wagę dla tych warsztatów, które tylko wyjątkowo mogą się poświęcić pracy remontowej w serjach

a gros swych wysiłków zużywają na bieżące i doraźne naprawy sprzętu będącego aktualnie w użyciu.

Okoliczność ta jest główną przyczyną, która powoduje pewną niechęć i opór stawiany w wprowadzeniu systematycznej kontroli zatrudnienia w formie zharmonizowanego planowania oraz przewidzianego obciążenia. Oczywiście nie warto robić harmonogramu względnie wykresu planowania tam, gdzie chodzi o drobne i dorywcze naprawy silnika lub platowca, ale za to tem więcej konieczne jest wtedy, ewidencjonowanie obciążenia poszczególnych pracowników względnie stoisk, jeżeli się chce uniknąć chaosu na warsztacie. Sporządzenie zaś wykresu planowania opłaca się już gdy chodzi o remont generalny nawet choćby jednego płatowca lub silnika.

Drugim czynnikiem, który utrudnia powszechne wprowadzenie systemu planowania, jest okoliczność, że planowanie można zastosować jedynie jako drugi etap organizacyjny po uprzednim doprowadzeniu przygotowania prac do dostatecznego poziomu organizacyjnego i technicznego.

Inny porządek nie jest do pomyślenia, ponieważ w dziale planowania rozplanowuje się określone czynności warsztatowe w określonym czasie pracy, a dane te dostarczyć może jedynie dział przygotowawczy. Muszą one być dostatecznie szczegółowe i kompletne pod względem weryfikacji i dostatecznie dokładne pod względem kalkulacji czasu, jeżeli mają tworzyć podstawę racjonalnego planowania.

Jednem słowem nie można zaprowadzić działu planowania zanim nie został zaprowadzony i ugruntowany w swej pracy dział przygotowawczy. Wymaga to pewnego okresu czasu i dlatego ewolucji organizacyjnej nie można przeprowadzić w dowolnie krótkim czasie.

O ile ostatnio opisana okoliczność warunkująca wprowadzenie zorganizowanego planowania leży poza samym systemem planowania, a zależna jest od innych czynności organizacyjnych, to wyżej poruszona elastyczność systemu planowania jak i jego zdatność do specyficznych warunków remontowych warsztatów lotniczych, zależy jedynie od obranego systemu. W odróżnieniu od systemów planowania opisanych w literaturze z dziedziny naukowej organizacji, a odnoszących się przeważnie do warsztatów wytwórczych i nielotniczych, system podany przez mjra Sipowicza wyrósł na specyficznym gruncie. Mianowicie w warsztacie przeprowadzającym remonty generalne płatowców i silników seryjnie i indywidualnie oraz doraźne mniejsze naprawy, przy wytwórczości ograniczającej się jedynie do niektórych części zamiennych.

Jest to typ warsztatu zbliżony do warsztatów parkowych w pułkach lotniczych, jedynie z przewagą seryjnych remontów nad doraźnemi naprawami.

System mjra Sipowicza kształtował się w miarę narastających doświadczeń praktycznych i w formie zasadniczej opisany został w cytowanem na początku artykule w kwietniu 1934 r. Dziś, po przeszło rocznem dalszem doświadczeniu, wydają się możliwe i celowe pewne, drobne zresztą, uzupełnienia i zmiany, mające na celu uproszczenie i jeszcze większe dostrojenie do życia warsztatowego samego systemu, nie ruszając jednak jego zasad.

Podstawowym elementem tego systemu jest wykres planowania. Należy mu zatem poświęcić szczególną uwagę.

Sporządzanie wykresu odbywa się najlepiej na gotowej siatce, drukowanej albo powielanej we własnym zakresie i uniwersalnej dla wszystkich seryj płatowców i silników (rys. 1). Wymagane przytem jest, aby siatka w kierunku poziomym podzieloną była nie na odcinki dzienne a odcinki godzinowe. Jest to dlatego ważne, że nakładając na siatkę odpowiedni okres czasu można uwzględnić soboty, w których warsztat zazwyczaj pracuje tylko 6 godzin. Planujący poprostu oddziela poszczególne dnie pociągając ołówkiem co ósmą, względnie w sobotę szóstą linję siatki i powstające w ten sposób kolumny zaopatruje u góry w liczbę porządkową dnia w miesiącu, opuszczając niedziele i święta. W ten sposób unika się niedokładności wynikających z krótszych sobót, względnie konieczności przyjęcia odmiennej skali dla sobót. U dołu posiada siatka skalę godzin, która bardzo ułatwia wyciąganie grubej linji postępu prac w poszczególnych stoiskach, oraz miejsce na każdodzienny podpis kierownika grupy silnikowej lub płatowcowej. Składanie podpisu za każdy dzień okazało się bardzo celowe i skuteczne, ponieważ zmusza to odnośnych kierowników grup do codziennego wglądu w wykres planowania i wyklucza temsamem omyłki i przeoczenia w wykonaniu planu.

Z drobnych szczegółów, ułatwiających mechaniczną pracę wykreślania i uzupełniania wykresu, można wymienić podwójne linje rozgraniczające poszczególne stoiska, co ułatwia wyciąganie grubej linji postępu prac, oraz krótkie kreseczki z lewej strony pola każdego stoiska, co umożliwia wyciąganie w jednakowych odstępach linij przewidzianych i przepracowanych czasów i temsamem podnosi czytelność i przejrzystość wykresu.

Rysunek Nr. 2 przedstawia zakończony wykres planowania seryjnego remontu płatowców tak jak go się w praktyce spotyka.

Prace rozplanowano na stoiska w ten sposób, że każdemu pracownikowi odpowiada jedna przerywana linja. To samo odnosi się do prowadzenia cienkich, nieprzerywanych linij, które ewidencjonują czas w danym dniu przepracowany. Odcinek jednej godziny czasu odpowiada zatem zawsze jednej godzinie pracy.

Według dotychczasowej metody, okres przewidzianej i wykonanej pracy oznaczane były pojedyńczemi linjami a ilość pracowników, przeznaczonych do ich wykonania, podana była cyframi z boku pól stoisk, różnemi dla różnych stoisk. Odcinek godziny czasu mógł zatem oznaczać jedną, dwie lub więcej godzin pracy.

Obecny sposób wydaje się na pozór więcej skomplikowany z powodu większej ilości linij. W rzeczywistości daje jednak znaczne uproszczenie.

Skala czasu jest mianowicie niejako 1 do 1 i jednakowa nie tylko dla danego stoiska przez cały okres, ale dla całego wykresu. Ma to następujące zalety:

1) Postulatem harmonogramu jest osiągnięcie możliwie równych okresów czasu pracy dla poszczególnych stoisk. Przy brygadach dwu lub trzy-osobowych jeden człowiek jest niejako zbyt dużą niepodzielną jednostką

Wykres planowania serji .... szt. .... typ .... plan ....

Czynności brygad | Nr zlec. pracy | Nr brygady | L.p. dni roboczych

godz. rob. 20 40 60 80 100 120 140 160 180 200 220 240 260 280 300 320 340 360 380 400 420 440 460 480 500 510

Podpis kierownika grupy ....

(Rys. 1).

Wykres planowania serji 5 szt. płatowców typ BM. 4 plan 38.

Czynności brygad | Nr zlec. pracy | Nr brygady | L.p. dni roboczych

Wrzesień: 26 27 28 30

Październik: 1 2 3 4 5 7 8 9 10 11 12 14 15 16 17 18 19 21 22 23 24 25 26 28 29

Czynności brygad	Nr zlec. pracy	Nr brygady
Naprawa kadłubów	4/38	1
Naprawa i montaż podwozi	5/38	2
Naprawa przewodów i wbudowanie. Wbudowanie silników	6/38, 7/38	3
Naprawa i wbudowanie mech. sterow. silnika. Urządzenia wewnętrzne	7/38, 8/38	4
Naprawa i wbudowanie mechan. sterow. płatowca i opierzen.	9/38, 10/38	5
Montaż i regulacja skrzydeł	11/38	6
Przygotowanie do lotu. Demontaż	12/38, 13/38	7

godz. rob. 20 40 60 80 100 120 140 160 180 200 220 240 260 280 300 320 340 360 380 400 420 440 460

podpis "

Podpis kierownika grupy płatowcowej ....

(Rys. 2).

miary, aby można przez jej dodawanie lub odejmowanie osiągnąć pożądaną równość okresów. Konieczne zatem jest przejściowe wzmacnianie lub osłabianie brygad przez dodawanie lub odbieranie pracowników na część okresu pracy stoiska. Jeżeli jedna linja oznaczać miała wielogłową brygadę, to czasowe osłabienie lub wzmocnienie tej brygady musiało być przedstawione jako przerwa linji lub przez linje dodatkowe o ułamkowej długości. Pierwsze można jednak również tłomaczyć jako zamierzoną przerwę całej brygady, a drugie trudne jest do odczytania. Mogą zatem powstawać pomyłki. Jeżeli natomiast każdemu pracownikowi odpowiada jedna linja, to trudności te odpadają.

2) Możliwa jest bezpośrednia i nieomylna kontrola ilości rozplanowanych jak również zatrudnionych w każdym dniu pracowników przez zwykłe zsumowanie odcinków linij przerywanych lub ciągłych.

Wyżej opisana możliwość podwójnej interpretacji przerw linij, oznaczających kilku ludzi, powodowała tak zwane „gubienie ludzi". Jeżeli np. w linji brygady dwuosobowej wyciągnięto linję na pół długości dnia, to niewiadomem było, czy dwaj pracownicy mieli pracować względnie pracowali przez pół dnia, czy też brygada miała być względnie była osłabiona przez cały dzień o jednego pracownika. Podkreślona tu łatwość zliczania rozplanowanych na każdy dzień pracowników, ma szczególną wartość przy układaniu wykresu planowania, ponieważ ilość dysponowanych w każdym dniu pracowników nie jest dowolna.

3) Trzecią zaletą skali 1 do 1 jest to, że linje, odpowiadające każda jednemu pracownikowi, są chronologicznie ściśle skojarzone z rzeczywistością warsztatową. Można poprostu odczytać o której godzinie pracownik ma wzmocnić jakąś brygadę, albo o której godzinie powstała przerwa i kiedy się skończyła, np. w stoisku Nr. 7 (rys. 2.).

Co do linij grubych, oznaczających jaka część pracy jest w danej chwili na stoisku wykonana oraz dających w skończonym wykresie porównanie czasu preliminowanego z zużytym, ustalić można dwie zasady:

1) Ponieważ linje nie są skojarzone z datami wykresu, celowiej jest wykreślać je od wspólnej podstawy, najlepiej od początku wykresu.

2) Wykreślić je w jednej wspólnej skali.

Zastosowanie tych dwóch zasad ułatwia w znacznym stopniu samo wykreślanie linij a pozatem zezwala w każdej chwili na ilościowe porównanie ludzio-godzin pracy zużytych na poszczególne stoiska.

Trzeba tu zwrócić uwagę na jedną jeszcze okoliczność. W praktyce dość często się zdarza, że zachodzi konieczność wystawienia dodatkowych kart pracy podczas samego remontu. Powodem tego są możliwe niedopatrzenia weryfikatorów, nakazane z góry zmiany konstrukcyjne lub metod pracy, wymagania instancji odbiorczej lub wreszcie błędy w kalkulacji czasu. Aby nie tracić w takich wypadkach bardzo cennej możliwości porównania czasu preliminowanego na dane stoisko z faktycznie zużytym, potrzeba tylko oznaczyć dodatkowy czas na wykresie zapomocą np. chorągiewki prostokątnej (patrz rys. 2).

Czas dodatkowy liczy się wtedy od chorągiewki trójkątnej, oznaczającej koniec pierwotnie preliminowanego okresu, a czas zaoszczędzony zobrazowany jest odcinkiem od końca grubej linji do chorągiewki trójkątnej.

W każdym nieomal remoncie seryjnym zdarzają się mniej lub więcej liczne przerwy w pracy. Część tych przerw spowodowana jest przyczyną natury wyższej jak np. niesprzyjające warunki atmosferyczne lub nagła choroba pracownika, którego chwilowo nie można zastąpić.

Inna część przerw powstaje z powodu czynników od kierownictwa warsztatów niezależnych, jak np. specjalne polecenia władz przełożonych lub nieotrzymanie terminów dostaw surowców czy półfabrykatów ze strony organów zaopatrujących lub dostawców prywatnych.

Za pozostałą jednak część przerw ponosi winę, choć często pośrednio i nie wyłącznie, samo kierownictwo warsztatów. Okoliczności mogą być następujące:

Błędne sporządzenie wykresu planowania, niewykonalnego a priori z racji niezharmonizowania prac wewnątrz samej grupy. Np. nie można zakładać wszystkich przewodów przed wbudowaniem silnika, albo pasować tłoków przed przeszlifowaniem gładzi cylindrów.

Niedostateczne zharmonizowanie prac grup pomocniczych (metalowej i niemetalowej) z grupą remontującą. Np. wykonanie śrub i wkrętów przez grupę metalową nie w tej kolejności jak potrzebne są do remontu.

Niezamówienie na czas lub w nieodpowiednich ilościach potrzebnych części zamiennych lub surowców.

Jest to zaledwie kilka przykładów.

Opisanych wyżej przerw nie można traktować jako zło konieczne, a przeciwnie, duża część wysiłków kierownictwa warsztatów powinna być skierowana na doprowadzenie ich liczebności oraz wielkości do minimum.

Pierwszym i niezbędnym ku temu krokiem jest zanalizowanie każdej przerwy z osobna i ustalenie okoliczności dalszych i głębszych, zwłaszcza dla przerw o typie częściej się powtarzającym.

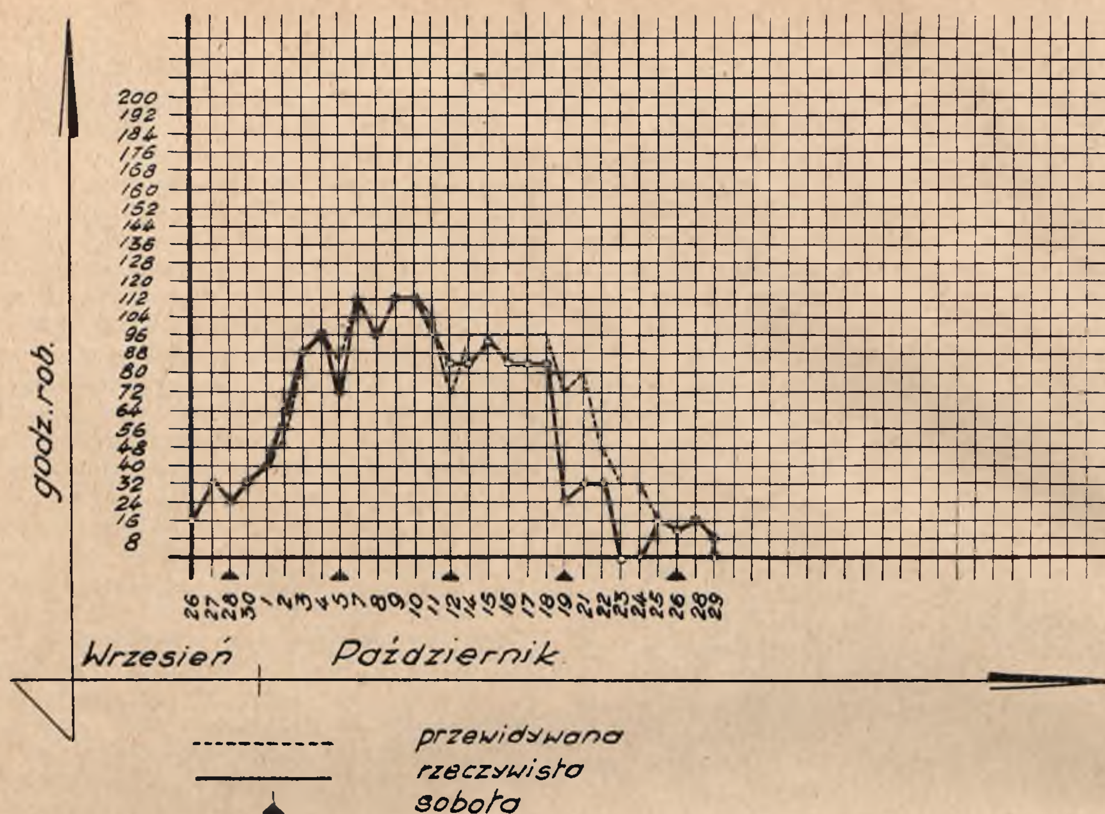
Drugim krokiem jest wyciągnięcie takich konsekwencyj, które przerwy o danym charakterze w przyszłości usuną możliwie radykalnie i generalnie.

Trzecim krokiem jest pozostawienie pisemnego śladu tak z analizy przerwy i ustalenia ewentualnej winy, jak i z wyciągniętych konsekwencyj, i to najlepiej na odwrotnej stronie samego wykresu w specjalnie do tego celu przygotowanych rubrykach. Jest to konieczne dla możliwości stwierdzenia skuteczności poczynionych zabiegów, dla ewentualnej obrony własnej warsztatów oraz ze względów autodydaktycznych planującego.

Wykres planowania może być jeszcze uzupełniony przez tak zwane krzywe wykonania, przyczem rozplanowane oraz przepracowane w poszczególnych dniach godziny pracy naniesione są jako rzędne w układzie prostokątnym, którego oś odciętych stanowi okres remontu serji w odcinkach dziennych. Wykres ten uzupełnia się równolegle z wykresem planowania i to najlepiej na wspólnym arkuszu.

Korzyści wynikające z prowadzenia krzywych wykonania są następujące:

Po zakończeniu remontu otrzymuje dział planowania obraz retrospektywny ogólnego przebiegu nasilenia pra-



(Rys. 3).

cy, łatwy do odczytania, bo bez żadnych detali. Pola leżące pomiędzy krzywemi, splanimetrowane szacunkowo, dają obraz ogólnie zaoszczędzonego względnie przekroczonego czasu. Jest to bilans z dostosowania się warsztatu do programu i przewidywań planującego.

Lecz nie tylko ilościowa, a również jakościowa niezgodność krzywych wykonania musi interesować kierownictwo. Mianowicie chodzi tu o porównanie trwania całego okresu remontu przewidzianego z urzeczywistnionym oraz o przesunięcie faktycznego zakończenia remontu w stosunku do zamierzonego. Pierwsze jest miarą przetrzymania sprzętu na warsztacie i temsamem wycofania go z normalnego użytku a drugie decyduje o dotrzymaniu terminów.

Można to wszystko wyczytać również z samego wykresu planowania, jednakowoż mniej przejrzyście.

Wogóle wykres planowania jest graficzną dyspozycją na warsztat, tej formy, że możliwa jest stała kontrola wykonania tej dyspozycji, a krzywe wykonania są bilansowym skrótem przebiegu remontu. Wykresy z wybitnie zgodnemi krzywemi wykonania mogą służyć jako wzory przy dalszym planowaniu.

Drugim i trzecim elementem składowym systemu mjra Sipowicza jest tablica obciążeń oraz kartoteka obciążeń, opisane dokładnie w wspomnianym już artykule w Wiadomościach Technicznych Lotnictwa. Tworzą one razem uzupełniającą się wzajemnie całość. Kartoteka zawiera to, co przedstawia tablica. Czego pierwszej zbywa na naoczności i syntetyczności obrazu, uzupełnia tablica, i na odwrót brak dokładności cyfrowej tablicy znajduje swe uzupełnienie w kartotece, która jest niejako książkowością obrotu ludziogodzinami pracy.

Jedno i drugie w równej mierze potrzebne jest kierownictwu, celem prowadzenia warsztatu po myśli realizacji wytkniętego programu a nie drogą najmniejszego oporu, do której warsztat niekontrolowany ma naturalną tendencję. Bez znajomości obciążeń poszczególnych grup warsztatowych niemożliwem jest dostosowanie wzajemnego stosunku liczebności ich obsad do potrzeb faktycznych, jak również iluzorycznem jest ustalanie jakichkolwiek dalszych terminów.

Odnośnie do formy prowadzenia tablicy jak i kartoteki obciążeń praktyka nie wyłoniła prawie żadnej potrzeby zmian w stosunku do pierwotnego ujęcia.

Możnaby jedynie wymienić pewien szczegół, który w artykule mjra Sipowicza został pominięty, aczkolwiek stosowano go od samego początku. Mianowicie tak w grupie niemetalowej jak i szczególnie metalowej zachodzą często wypadki wystawienia karty pracy na drobne roboty o bardzo krótkim czasie wyznaczonym. Np. wytoczenie kilku śrub, przetoczenie otworu i t. p. Jeżeli obciążenie stoiska składa się z kilkunastu takich kart, to nie można ich uwidocznić ze względów technicznych ani w kartotece ani na tablicy.

Pozatem, zwłaszcza w stolarni, malarni i cellonowni, za-

chodzą z reguły prace, które muszą być kilkakrotnie przerywane i znowu podejmowane. Mianowicie z tej racji, że tak klej jak i farba lub cellon muszą przez pewien czas schnąć zanim można rozpocząć dalszą obróbkę, względnie następne malowanie lub cellonowanie. Celem wykorzystania tych przerw pracownicy przy takich pracach muszą pracować na kilka kart pracy równocześnie.

W obu opisanych wypadkach trudność daje się łatwo usunąć w ten sposób, że referent działu planowania grupuje pewną ilość kart pracy w jedną całość i zaopatruje tą grupę w dowolny symbol, np. literę alfabetu, i symbolem tem operuje jak jedną kartą pracy.

Na odwrocie karty kartoteki znajduje się wówczas wykaz kart pracy tworzących dany symbol. Praktyka wykazała, że sposób ten jest wygodny i nie nastręcza nowych trudności.

O ile chodzi o techniczne wykonanie tablic obciążeń, to okazało się celowiej wykonać je w układzie poziomym. Pręty nie mają, pomimo luźniejszego osadzenia, tendencji obsuwania się, taksamo siodełka. Pozatem tablica uzgodniona jest w ten sposób z harmonogramem i wykresem planowania pod względem uzmysłowienia postępu czasu jako wielkości długościowej, bieżącej poziomo z lewej ku prawej. Rys. Nr. 4 przedstawia taką tablicę dla grupy płatowcowej.

W odróżnieniu od pierwotnego ujęcia oznaczono tu pola poszczególnych stoisk nie czynnością stoiska a nazwiskami pracowników, któremi jest obsadzona i to dlatego, że:

1) nie wszystkie czynności są równe dla różnych typów silników lub płatowców. Np. naprawa muszli odnosi się wyłącznie do silników Le Rhone;

2) nie zawsze wszystkie czynności muszą być w danej serji wykonane, np. odpada obciągnięcie płótnem i cellonowanie kadłubów, o ile pokrycie okazało się jeszcze dobre, albo kadłub kryty jest sklejką. Wówczas dana brygada otrzymuje inną pracę.

Przy końcu warto jeszcze kilka słów poświęcić obsadzie personalnej oraz urządzeniu biura działu planowania.

W warsztatach mniejszych, w których pracuje niewięcej jak 60—80 pracowników, powinna wystarczyć obsada działu planowania złożona z dwóch sił, przyczem jedna siła może być uważana jako pomocnicza w tej myśli, że wykonuje prace niesamodzielne, jak np. przenoszenie danych z raportów roboczych do kartotek oraz wykresów planowania.

W warsztacie większym, do 200 pracowników, koniecznem wydaje się zatrudnienie dwóch referentów planowania, dodając im do pomocy jedną siłę pomocniczą, oraz



(Rys. 4).

postawienie na czele kierownika dz. planowania. Z tą chwilą aktualnem staje się zagadnienie podziału pracy pomiędzy wspomnianych dwóch referentów.

W skład lotniczych warsztatów remontowych wchodzą cztery zasadnicze grupy, jak silnikowa, płatowcowa, metalowa i niemetalowa. Pozostałe grupy dodatkowe narazie można pominąć z tem, że kierowane są samodzielnie przez ich kierowników według wytycznych kierownictwa warsztatów. Wspomniane cztery zasadnicze grupy można w trzy rozmaite sposoby przydzielić dwom referentom tak, aby każdemu podlegały dwie grupy. Jedna z tych możliwości przewidująca połączenie w jednym ręku dwóch prawie zupełnie niewspółpracujących grup, silnikowej z niemetalową, odpada.

Druga możliwość, mianowicie połączenie grupy silnikowej z płatowcową, obciążyłaby jednego referenta opracowaniem wszystkich harmonogramów i wykresów planowania. Pomimo to mogłaby się ona okazać korzystną, o ile znalazłby się odpowiedni fachowiec silnikowo-płatowcowy.

Najlepszą wydaje się trzecia możliwość, w której jeden referent obejmuje grupę silnikową i metalową, a drugi płatowcową i niemetalową. Podział ten jest o tyle naturalny, że grupa niemetalowa prawie wyłącznie pracuje dla grupy płatowcowej, a grupa metalowa w znacznej części dla grupy silnikowej. Trudności możnaby się jedynie dopatrywać, w ustalaniu kolejności tych prac grupy metalowej, które przeznaczone są dla grupy płatowcowej.

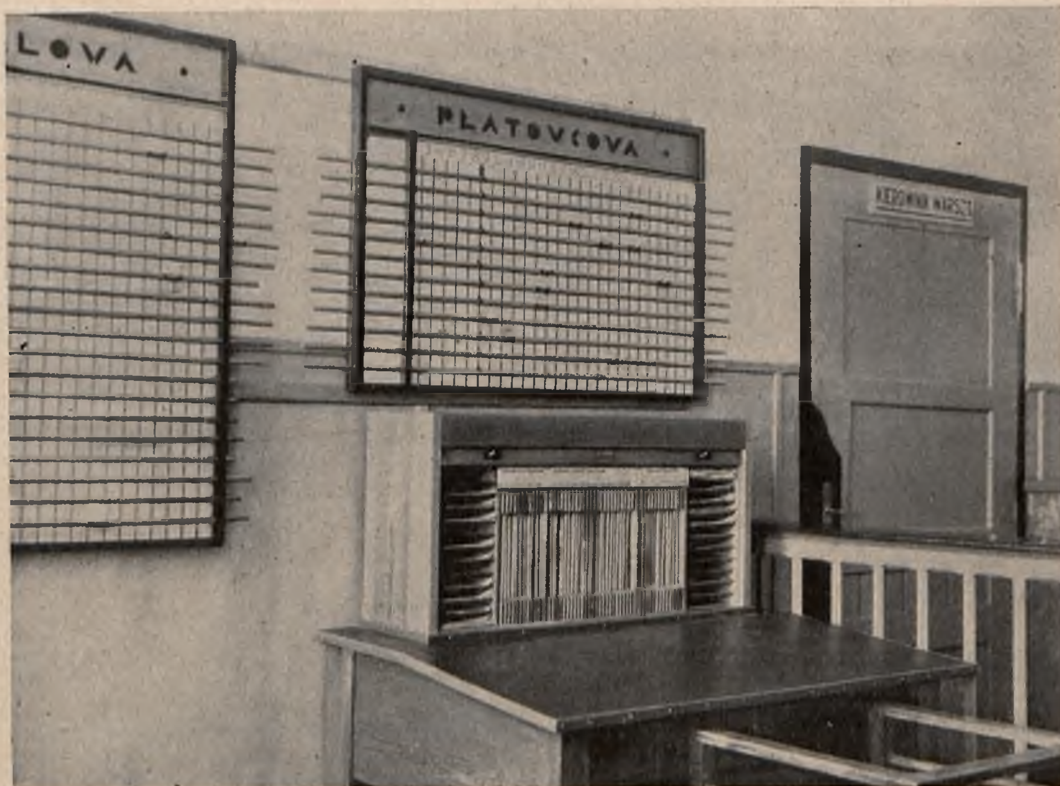
W praktyce usunięto tą trudność w ten sposób, że referent płatowcowo-niemetalowy wypisuje na odnośnych kartkach pracy terminy wykonania, uzgodnione u siebie z wykresami planowania płatowcowemi.

Do wykonania swych czynności potrzebują referenci dz. planowania ścienne tablice obciążeń, szafkę z przegródkami na kartoteki, półeczki do kart przygotowanych do wypuszczenia na warsztat, oraz stół pulpitowy do wykreślania harmonogramów i wykresów planowania.

Zestawienie tych akcesorji, jakie w praktyce okazało się wygodne, przedstawia rys. Nr. 5.

W artykule powyższym starano się przedstawić planowanie ze strony praktycznej, zakładając system planowania jako przyjęty. W tym wypadku system mjra Sipowicza.

Zestawione tu szczegóły o pozornie drugorzędnym znaczeniu, to doświadczenie, mogące zaoszczędzić sporo wysiłków, jakiemi zostało uzyskane. Szczegóły te wyjęte są z praktyki i dla praktyki przeznaczone.



(Rys. 5).

Inż. JAN TUSZYŃSKI.

Zacieranie się tłoków silników lotniczych.

WSTĘP.

Dobroć pracy silnika spalinowego zależy od właściwego doboru znacznej ilości czynników. Wystarczy wymienić tylko parę najważniejszych, jak typ konstrukcji, jakość materjałów, wielkość luzów, stopień gładkości powierzchni współpracujących, zużycie paliwa i oleju, temperaturę silnika i oleju, aby się przekonać o tem, ile jest możliwości naruszenia harmonji, niezbędnej dla prawidłowego działania silnika. Wszystkie te czynniki, składające się na dobrze działającą całość, są ściśle zależne między sobą, to też wpływ każdego z nich na pracę silnika nie da się zazwyczaj ściśle oddzielić od czynników pozostałych. Rozpatrując dla przykładu wpływ wielkości luzów na zachowanie się silnika nie podobna pozostawić na uboczu kwestji zużycia oleju, rosnącego wraz z powiększaniem się luzów, oraz wpływu wzrostu zużycia oleju na silnik. Przykładów tego rodzaju możnaby wymienić bardzo wiele.

Złożony charakter zależności, występujących między poszczególnemi czynnikami, oddziaływującymi na pracę silnika, sprawia, że większość niewtajemniczonych oceniających jakiś pożądany lub też niepożądany objaw, wpadnie w jedną z dwóch ostateczności. Jedni z nich skłonni do uproszczeń, będą twierdzili, że przyczyną wszystkiego złego i dobrego w silniku jest jeden czynnik, naprzykład olej; ci podchodząc do silnika z tym nastawieniem, będą naginali swoje rozumowanie do zgóry przesądzonego tłumaczenia. Inni znów zaczną się dopatrywać działania w silniku jakichś tajemniczych sił, kroczących nieznanymi drogami; ludzie tej drugiej kategorji mają w pewnym stopniu umysłowość badaczy, jednak brak im naukowych podstaw, wobec czego nadmiar wyobraźni prowadzi ich zazwyczaj do najzupełniej fantastycznych wniosków.

Praktyczna znajomość złożonych praw, rządzących pracą silnika lotniczego jest konieczna u tych wszystkich, którzy kierują pracą silnika lotniczego na samolocie. Znajomość ta powinna z jednej strony gwarantować stworzenie warunków najkorzystniejszej pracy silnika, z drugiej zaś powinna umożliwić szybkie wykrycie przyczyn zaburzeń, występujących w jego pracy, aby wiedzieć, jak ich na przyszłość uniknąć. Jednem z takich zaburzeń, pociągających za sobą unieruchomienie silnika, jest zatarcie tłoka. Zjawisko to zasługuje na bliższą uwagę ze względu na swoje rozpowszechnienie i wielkie szkody, jakie wyrządza, oraz ze względu na to, że jest ono wysoce typowym przykładem, jak dalece różne oddziaływania, zachodzące w silniku, zazębiają się między sobą. Cylinder silnika jest miejscem, w którym spotyka się największa ilość takich oddziaływań i dlatego rozpatrzenie możliwych okoliczności, towarzyszących zatarciu, jest specjalnie pouczające.

Z wymienionych względów zatarcie tłoka jest zazwyczaj zjawiskiem dość złożonem i rzadko kiedy może być wytłomaczone w sposób prosty i nie budzący wątpliwości. Nawet wybitni fachowcy dochodzą niekiedy do wyników pozornie sprzecznych, aczkolwiek, co dziwniejsze, zdarza się nieraz, iż dwa różne tłumaczenia w równej mierze odpowiadają prawdzie. Dzieje się tak dlatego, że zatarcie tłoka miewa niejednokrotnie parę przyczyn i że uszeregowanie ich w stopniu ważności nie zawsze jest możliwe. Jeden badacz położy nacisk na jedną z nich, drugi będzie zdania, że główną rolę odegrała w wypadku druga przyczyna i już wynika sprzeczność zdań, podczas, gdy zsumowanie obu opinji dałoby prawdopodobnie najlepsze rozwiązanie.

Niektóre wypadki tłoków wymagają od badających je dużej praktyki przy dobrej znajomości teorji silnika. Zwłaszcza ważne jest praktyczne podejście do zagadnienia, poparte długoletnią praktyką w dziedzinie obsługi silników. Niezmiernie ważna jest umiejętność patrzenia na silnik i wyciągnięcia wniosków na podstawie wyglądu jego części po pracy. Jak wszelkie zagadnienia czysto praktyczne, tak samo sztuka wyciągania wniosków na podstawie wyglądu silnika i przebiegu zjawisk występujących podczas jego pracy nie da się przelać na papier pod postacią paru uproszczonych reguł. Stworzenie literatury technicznej z tej dziedziny jest tem trudniejsze, że ludzie, którzy mieliby w tej dziedzinie najwięcej do powiedzenia, nie lubią zazwyczaj brać pióra do ręki i dzielić się swoją wiedzą z innymi. Tym okolicznościom należy przypisać między innymi niejednokrotnie napotykane w praktyce wypadki, których oficjalna pisana teorja silnikowa zdaje się nie przewidywać. Poniższe uwagi, poświęcone sprawie zatarć tłoków silników lotniczych, okażą się niewątpliwie dalekie od wyczerpującego ujęcia tej sprawy, nie jest to jednak ich głównym zadaniem. Autorowi chodziłoby raczej o to, aby skłonić niejednego praktyka do zabrania głosu w dyskusji celem bliższego wyjaśnienia lub sprostowania niektórych poglądów, które tu będą wyrażone, jak również w celu dorzucenia nowych uwag.

Zatarcia tłoków silników lotniczych możnaby zgrubsza podzielić na trzy kategorje. W pierwszej z nich znalazłyby się wypadki, spowodowane zasadniczą wadą konstrukcyjną silnika, błędami w wykonaniu i montażu, wadliwymi materjałami, jednem słowem, przyczynami tkwiącymi już w nowym silniku. Do drugiej kategorji należałoby zaliczyć zatarcia, wywołane nieodpowiednim paliwem lub olejem. Trzecia kategorja wreszcie obejmuje wypadki silników doskonale zaprojektowanych i wykonanych, oraz napędzanych i smarowanych wysokogatunkowymi produktami. Jak łatwo się domyśleć, w kategorji tej zostaną umieszczone wypadki, spowodowane złą obsługą lub posługiwaniem się silnikiem w warunkach, zagrażających jego bezpieczeństwu.

WARUNKI PRACY TŁOKA SILNIKA LOTNICZEGO.

Celem zrozumienia, z jakimi trudnościami musi walczyć konstruktor i wykonawca silnika lotniczego chcąc zapewnić zadawalającą pracę tłoka w cylindrze, należy zdać sobie pokrótce sprawę, w jakich warunkach praca ta odbywa się. Uciążliwość tych warunków polega przedewszystkiem na ich zmienności w szerokim zakresie. Zmianom mogą więc ulegać obciążenie, ilość obrotów i, co najważniejsze, temperatury. Od temperatury czasami bardzo niskiej przy rozruchu silnika do wysokiej temperatury, towarzyszącej pracy silnika przy dużem obciążeniu i mało intensywnem chłodzeniu, jak naprzykład podczas wznoszenia się samolotu, zakres możliwych zmian temperatur jest bardzo szeroki. Pod wpływem tych zmian wahają się również znacznie luzy tłoków w cylindrze oraz wiskoza oleju, zwilżającego ścianki cylindrów, i zużycie oleju przez silnik.

Zadaniem wytwórni silników jest przystosowanie silnika do pracy w pewnych warunkach. Przyjmując te skrajne warunki konstruktorzy zakładają oczywiście, że silnik będzie prawidłowo zabudowany na samolocie i otrzyma dobrą obsługę. O wypadkach wynikłych wskutek niespełnienia się tych założeń będzie mowa w dalszym ciągu. Narazie zostaną jedynie pokrótce scharakteryzowane krańcowe warunki pracy tłoka w cylindrze i możliwości zatarcia, spowodowane niedostatecznem uwzględnieniem przez wytwórcę silnika tych krańcowych warunków.

Jak wiadomo, względy lekkości i dobrego odprowadzania ciepła nakazują oddawna wykonywanie tłoków silników lotniczych ze stopów aluminjum. Poza wymienionymi zaletami tych stopów posiadają one niestety bardzo wysoką rozszerzalność cieplną, wahającą się od 19.10^{-6} do 24.10^{-6}; niższe wartości dotyczą stopów zawierających krzem. Jeśli wziąć pod uwagę, że spółczynnik rozszerzalności cieplnej materjału cylindrów jest w przybliżeniu dwukrotnie mniejszy i, że temperatury tłoków wahają się w szerszym zakresie, niż temperatury cylindrów, wówczas łatwo zrozumieć, że luz tłoka na zimno musi być znacznie większy, niż luz najkorzystniejszy dla normalnej pracy silnika, który musi być zarezerwowany dla wyższych temperatur.

Zmniejszenie niebezpieczeństwa zatarcia tłoka przy niskiej temperaturze cylindra, to znaczy w głównej mierze przy uruchomianiu silnika, jest przedewszystkiem zadaniem obsługi silnika. Wytwórca silnika ma możność zabezpieczenia silnika przed zatarciem w tych okolicznościach przez dobór właściwego luzu oraz przez wprowadzenie urządzenia do przyśpieszonego smarowania zimnych tłoków. W tym celu luz ten nie powinien być za duży, aby zapewnić dobre prowadzenie tłoka, co jest tem ważniejsze, że przy niskich temperaturach cylindry są niedostatecznie smarowane. Można przyjąć, że średnicowy luz tłoka w cylindrze powinien wynosić 0,3% w stosunku do średnicy tłoka.

Normalny układ smarowania silnika pod ciśnieniem nie spełnia swego zadania przy niskich temperaturach silnika i oleju, gdyż tłoczenie gęstego oleju przez kanały smarowe silnika napotyka na duży opór, a spowodowany tym wzrost ciśnienia w pompce smaru sprawia, że znaczna część oleju uchodzi przez zawór przelewowy, zaś ilość przedostająca się do silnika jest bardzo niewielka. Aby pomimo to zapewnić dobre smarowanie cylindrów, należy przewidzić jakieś urządzenie, działające tylko przez krótki czas po uruchomieniu silnika, dopóki silnik wraz z oleejem nie osiągną dostatecznie wysokich temperatur. W obecnym stanie techniki najpewniejszym rozwiązaniem w tej dziedzinie wydaje się ręczne wstrzykiwanie oleju przez łącznik, umieszczony w karterze silnika. Wogóle należy przyznać, że do niedawna sprawa smarowania silników podczas ich uruchomiania nie była przez konstruktorów należycie uwzględniana.

Praca tłoka w cylindrze przy wysokich temperaturach natrafia również na poważne trudności, których opanowanie wymaga dużego doświadczenia. Ze względu na wysokie temperatury dna tłoka, sięgające 250° C a nawet nieraz więcej, należy zwrócić specjalną uwagę na odprowadzanie ciepła z tłoka do cylindra, to znaczy na grubość dna, przepływ ciepła z dna do pierścieni i dobry kontakt pierścieni z tłokiem jak również z cylindrem. W razie pominięcia tych środków ostrożności temperatura tłoka przekroczy dozwolone granice i jednym z prawdopodobniejszych skutków będzie zatarcie, spowodowane nadmiernym rozszerzeniem się tłoka i zniknięciem luzu między nim a cylindrem. Zatarcie wskutek złego odprowadzania ciepła z tłoka jest jednak w dzisiejszym stanie techniki mało prawdopodobne, gdyż konstrukcja tłoka została tak dobrze opanowana, że nieomal mogłaby być oparta na paru niezawodnych przepisach.

Dopasowanie pierścieni do tłoka i obwodu cylindrów, niezmiernie ważne ze względu na odprowadzanie ciepła z tłoków ma znaczenie niemniej doniosłe jako zabezpieczenie przeciwko przepuszczaniu gazów spalinowych do karteru. Pod wpływem dłuższego przedostawania się gazów spaliłby się olej, pierścienie zapiekałyby się w rowkach, co doprowadziłoby w bardzo krótkim czasie do zatarcia tłoka. W dzisiejszym stanie techniki zatarcie się tłoka wskutek złego uszczelniania pierścieni jest również mało prawdopodobne, gdyż pierwszym objawem, pozwalającym na stwierdzenie niedostatecznej szczelności będzie nadmierny wzrost zużycia smaru. Wielkość zużycia oleju jest więc najpewniejszym wskaźnikiem, pozwalającym na stwierdzenie konieczności wymiany pierścieni.

„PUCHNIĘCIE" TŁOKÓW.

Mimo starannego doboru luzów tłoka w cylindrze oraz doskonałego dopasowania pierścieni może zdarzyć się zatarcie, spowodowane zbyt małymi luzami przy wysokich, aczkolwiek nie przekraczających dozwolonych granic, temperatur. Wadzie tej podlegają tłoki ze stopów lanych, których średnica ulega niejednokrotnie po dłuższej pracy silnika dość znacznym zmianom; następuje t. zw. „puchnięcie" tłoka. Puchnięcie to nie rozciąga się bynajmniej na materjał całego tłoka, a wychodzi przedewszystkiem z silnie rozgrzanego dna, które ulega trwa-

łym odkształceniom i powoduje w związku z tym zmianę średnicy górnej części tłoka. Odkształcenia te są konsekwencją wewnętrznych naprężeń, pozostających po odlewaniu; ten stan rzeczy może zostać naprawiony przez obróbkę cieplną, nie jest to jednak łatwe, gdyż wady obróbki cieplnej mogą wywołać nowe naprężenia. Łatwość powstawania wewnętrznych naprężeń, których konsekwencją może być późniejsze puchnięcie tłoka, wiąże się między innymi ze znacznymi różnicami w grubości poszczególnych ścianek tłoków. Wady tej są pozbawione w dużej mierze tłoki kute, których materjał jest znacznie zwartszy i daje się wydatnie polepszyć przez obróbkę cieplną.

Zatarcia tłoka wskutek zbyt małych luzów są bardzo łatwe do rozpoznania, tłok bowiem jest wówczas zarysowywany na całym obwodzie. Zatarcie tłoka po jednej stronie ma zawsze inne przyczyny.

RODZAJ CHŁODZENIA A SKŁONNOŚĆ DO ZATARCIA.

Dotychczas była omawiana zależność skłonności do zatarcia od czynników, występujących w obrębie pojedynczego cylindra. Przechodząc do omówienia wpływu cech konstrukcyjnych silnika, jak układ cylindrów, chłodzenie i inne, na skłonność do zatarć należy zaznaczyć, że chorobie tej podlegają raczej silniki chłodzone powietrzem niż cieczą. Należy to przypisać większej wrażliwości silników chłodzonych powietrzem na warunki lotu. Silniki te ulegają znacznie łatwiej przegrzaniu i przechłodzeniu; przegrzania należy się obawiać przy wznoszeniu na pełnym gazie przy bardzo wysokich temperaturach otoczenia, zaś przechłodzenie silnika bywa normalnym skutkiem lotu nurkowego ze znacznej wysokości. Łatwość naruszenia stanu równowagi jest spowodowana w wypadku silników chłodzonych powietrzem, brakiem zbiornika o dużej pojemności cieplnej, jakim jest ciecz chłodząca. Ciecz ta spełnia przy silnikach chłodzonych cieczą rolę akumulatora, pochłaniającego nadmiar ciepła przy wznoszeniu się samolotu i niedopuszczającego do przechłodzenia silnika przy pikowaniu. Zarówno przegrzanie jak i przechłodzenie silnika może w pewnych warunkach doprowadzić do zatarcia tłoków, wobec czego silnik chłodzony cieczą, odporniejszy na tego rodzaju naruszenie równowagi cieplnej, jest jednocześnie odporniejszy na spowodowane tym zatarcia.

Ze sprawą tą wiąże się bezpośrednio dobór okapotowania silników chłodzonych powietrzem. Jak się wydaje, kapotowanie to spełnia nietylko rolę urządzenia, zmniejszającego opór silnika na samolocie, ale i zapobiega zbyt szybkim zmianom stanu równowagi pomiędzy czynnikami wpływającymi na pracę silnika przy przejściu od jednych warunków pracy silnika do innych. Silnik odsłonięty będzie chłodzony podczas lotu nurkowego znacznym nadmiarem powietrza, zaś nagłe przejście do wznoszenia na pełnym gazie raptownie zmieni intensywność chłodzenia i inne ważne czynniki w tak krótkim przeciągu czasu, że nastąpi takie czy inne zakłócenie równowagi z możliwością zatarcia tłoka lub innego uszkodzenia. W przeciwieństwie do tego silnik starannie okapotowany będzie otrzymywał podczas lotu nurkowego pewną ilość powietrza, również niewątpliwie nadmierną, jednak nie w tym stopniu, co w silniku okapotowanym. Nagłe przejście tegoż samolotu z silnikiem okapotowanym od lotu nurkowego do wznoszenia oddziała znacznie łagodniej na warunki pracy tłoka, gdyż cylindry nie będą chłodzone w tym wypadku bezpośrednio prądem powietrza, lecz strumieniami, skierowanymi przez specjalny układ deflektorów i osłon; pod wpływem układu tego reagowanie przebiegu strug chłodzących na zmianę szybkości samolotu zostanie opóźnione.

SILNIKI GWIAŹDZISTE.

Omawiając w dalszym ciągu silniki chłodzone powietrzem, trzeba podkreślić niezbyt szczęśliwe, niestety jednak nieuniknione, rozwiązanie korbowodów silnika o cylindrach w gwiazdę, skutkiem czego tłok silników gwiazdowych, osadzony na korbowodzie głównym, jest bardzo skłonny do zatarcia. Tłok ten przejmuje nietylko naciski boczne, pochodzące od działających nań wybuchów, ale znajduje się również pod działaniem sił, przenoszonych na karbowód główny od pozostałych tłoków za pośrednictwem korbowodów bocznych. Te oddziaływania, skupiające się na jednym tłoku, zwiększają znacznie jego skłonność do zatarcia, wobec czego pewne szkodliwe wpływy, które przejdą niespostrzeżone w silniku rzędowym lub w pozostałych cylindrach silnika gwiazdowego mogą doprowadzić do zatarcia tłoka, współpracującego z korbowodem głównym.

WYKOŃCZENIE GŁADZI CYLINDRÓW.

Na zakończenie części, traktującej o wypadkach zatarć, spowodowanych wadami konstrukcji lub fabrykacji, należy zwrócić uwagę na jakość wykończenia gładzi cylindrów jako na czynnik wpływający niewątpliwie w mniejszym lub większym stopniu na skłonność silnika lotniczego do zatarć. Wiadomo z całkowitą pewnością, że sposób obróbki gładzi wpływa na tak ważne czynniki, blisko związane z pracą tłoka w cylindrze, jak zużycie oleju, spółczynnik tarcia półsuchego, przyczepność oleju do powierzchni cylindra i szybkość zużywania się materjału tłoka i cylindra. Wiadomo w dalszym ciągu, że wykończenie cylindra przez t. zw. „matowanie" przy pomocy klocków żeliwnych i szmerglu stanowi obecnie największe zbliżenie się do ideału w tej dziedzinie, przewyższając znacznie pod tym względem zwykłe polerowanie. Pozostawałoby do stwierdzenia, czy przy tym samym układzie wszystkich pozostałych czynników cylindry matowane będą odporniejsze na zatarcie, niż cylindry wykończone przez polerowanie, podobnie jak tłoki wszystkich cylindrów silnika gwiazdowego są odporniejsze na zatarcie, niż tłok cylindra, w którym pracuje korbowód główny. Ta większa odporność na zatarcie cylindrów matowanych nie ulega jednak, jak się wydaje, wątpliwości.

ZATARCIE POD WPŁYWEM PALIWA.

Następna kategorja obejmuje wypadki zatarć pod wpływem niewłaściwego paliwa lub oleju. Rozpoczynając od paliwa, należy przedewszystkiem zwrócić uwagę, że odporność na detonację, posiadająca tak duże znaczenie dla oceny przydatności paliwa do napędu silnika lotniczego, może również odegrać bardzo ważną rolę w powodowaniu zatarć tłoków lub zapobieganiu im. Bezpośrednią przyczyną zatarć tłoków, dających się sprowadzić do niedostatecznej odporności paliwa na detonację, jest nadmierny wzrost temperatury tłoka, oddziaływujący na pierścienie. Pod wpływem tych nadmiernych temperatur zachodzą zmiany chemiczne w oleju, zwilżającym pierścienie, polegające na wydzieleniu się z niego smół, zaklejających pierścienie. Unieruchomiony pierścień nie sprężynuje, wskutek czego przestaje uszczelniać i przepuszcza gazy spalinowe, które przyśpieszają unieruchomienie pozostałych pierścieni. W takim stanie rzeczy jedynie natychmiastowe zatrzymanie silnika zdoła uchronić tłok od zatarcia, wypalenia a nawet od całkowitego zniszczenia. Występowanie detonacji nie jest trudne do rozpoznania, jednym bowiem z jej skutków jest spalenie nagaru z tłoków i pozostawienie czystych denek.

ZATARCIE POD WPŁYWEM OLEJU.

Zły olej może być również przyczyną zatarcia tłoka silnika lotniczego, przyczem możliwości oleju w tym kierunku są znacznie większe, aniżeli paliwa, jednak nie tak duże, jak sobie wiele osób wyobraża. Dwie własności oleju posiadają pod tym względem zasadnicze znaczenie: są to odporność oleju na starzenie i wiskoza oraz jej zmienność z temperaturą, charakteryzująca się t. zw. indeksem wiskozowym.

Mała odporność oleju na starzenie pociąga za sobą wydzielanie się z niego smół i osadów, mogących doprowadzić w pewnych warunkach do zaklejenia pierścieni tłokowych i do pozatykania otworów smarowych. Jest rzeczą oczywistą, że skłonność oleju do wydzielania szkodliwych osadów będzie rosła wraz z temperaturą i że pewien olej może się okazać najzupełniej zadawalający na silniku pracującym przy niskiej temperaturze, doprowadzi natomiast do zatarcia się inny silnik, pracujący przy wysokiej temperaturze. Ponieważ zaklejenie pierścieni, stanowiące wstęp do zatarcia tłoka, może być również spowodowane lekką detonacją, mogą się zdarzyć wypadki, przy których ścisłe podzielenie odpowiedziałalności za zatarcie pomiędzy olej i paliwo może nastręczać pewne trudności. Wskazówki mógłby dać pod tym względem wyżej omawiany wygląd dna tłoka. Należy zaznaczyć, że zatarcia silnika wywołane zaklejeniem pierścieni występują przedewszystkiem na silnikach nowoczesnych, o wysokiej mocy z litra i pracujących przy wysokich temperaturach.

Teoretycznie można sobie wyobrazić, że zatarcie może również nastąpić wskutek tego, że osady wydzielające się z oleju zamkną całkowicie kanał w wale wykorbionym, doprowadzający olej do cylindrów. W praktyce nie należy się obawiać tego wypadku, gdyż zostanie on niewątpliwie poprzedzony innymi objawami, które pociągną za sobą przedsięwzięcie koniecznych środków ostrożności, lub też zatarciem pod wpływem zaklejenia pierścieni. Przekonanie to jest oparte na tem rozumowaniu, że jeśli jakiś olej ma tak dużą skłonność do starzenia, aby zatkać stosunkowo dużą średnicę kanału w wale wykorbionym, to niewątpliwie pozatyka wcześniej wszystkie małe otworki smarowe tłoków i ewentualnie pierścieni zgarniaczy oraz pozakleja część pierścieni, wskutek czego nastąpi ogromny wzrost zużycia oleju, któremu może nawet towarzyszyć dymienie z cylindrów.

WPŁYW WISKOZY OLEJU.

Ogólnie rozpowszechniony pogląd na olej lotniczy głosi, że musi on mieć dużą wiskozę, co niektórzy znawcy oceniają przez próbowanie oleju pomiędzy palcami. W przeciwieństwie do tego istnieje zupełnie nieuzasadniona obawa przed olejem „zbyt rzadkim", to znaczy o mniejszej wiskozie. Pogląd ten nie jest słuszny, gdyż jeśli wogóle wiskoza będzie przyczyną zatarcia, to będzie nią napewno zbyt wysoka wiskoza nie zaś zbyt niska. Inaczej mówiąc, smarowanie slinika będzie korzystniejsze wówczas, gdy olej będzie zbyt rzadki, aniżeli w wypadku oleju zbyt gęstego. Nieuzasadniona obawa przed olejem zbyt rzadkim (o niskiej wiskozie) zaczyna zwolna ustępować, czego wyrazem jest coraz wyraźniej zaznaczające się dążenie smarowania silników spalinowych olejem o wiskozie, która jeszcze przed paroma laty byłaby uważana jako niedopuszczalnie niska.

Celem zrozumienia, co uważa się za wiskozę zbyt wysoką lub niską, należy się pokrótce zapoznać z kryterjami, stanowiącymi podstawę do doboru wiskozy oleju do silnika lotniczego. Istnieją dwa zasadnicze wymagania stawiane olejowi, niestety sprzeczne, gdyż pierwsze z nich dotyczy pracy silnika przy normalnej a więc wysokiej temperaturze, podczas gdy drugie wiąże się z rozruchem, odbywającym się przy niskiej temperaturze silnika. Wysokie temperatury cylindrów podczas normalnej pracy silnika wpływają na znaczny wzrost temperatury i spadek wiskozy oleju obiegowego, wskutek czego olej dostaje się na ścianki cylindrów w znacznie większej ilości, zaś zużycie oleju, wywołane spaleniem się tej części oleju, która przejdzie do przestrzeni dawkawej, znacznie wzrośnie. Ponieważ duże zużycie oleju jest w znacznym stopniu zjawiskiem niepożądanem, więc należy dążyć, aby wiskoza oleju, wpływająca przedewszystkiem na wielkość zużycia oleju, nie była zbyt niska przy temperaturach, panujących we wnętrzu silnika. Jak widać zatem, opisany wzgląd przemawia za podwyższeniem wiskozy oleju lotniczego.

Do zupełnie innego wniosku prowadzi rozpatrzenie warunków pracy silnika podczas rozruchu. Wobec niskich temperatur silnika wiskoza oleju jest wówczas duża, wskutek czego obrócenie wału silnika podczas rozruchu napotyka na duże opory a pozatem gęsty olej nie może dopłynąć w dostatecznie dużej ilości do trudniej dostępnych mechanizmów. Podczas mrozów trudności te są znacznie spotęgowane, a olej może być tak gęsty, że

smarowanie silnika jest wogóle niemożliwe bez podgrzania oleju. W związku z tem zrozumiałe staje się dążenie do zmniejszenia wiskozy oleju, podyktowane troską o ułatwienie rozruchu silnika przy niskich temperaturach otoczenia, i obniżenia granicy temperatury, poniżej której staje się konieczne podgrzanie oleju przed uruchomieniem silnika. Dwa sprzeczne dążenia, z których jedno idzie w kierunku podwyższenia, drugie zaś w kierunku obniżenia wiskozy, wymagają oczywiście kompromisu i dotychczas, jak zaznaczono, przyjmowane rozwiązanie pośrednie skłaniało się raczej w kierunku wymagań pracy silnika przy warunkach normalnych, to znaczy w kierunku wyższych wiskoz.

Obecnie należy się zastanowić, czy i w jakiej mierze stosowanie oleju o nieodpowiedniej wiskozie grozi zatarciem silnika. Na początkach będzie rozpatrzony olej zbyt gęsty. Przy wysokich temperaturach olej taki niczem oczywiście nie grozi, przeciwnie nawet da pewne korzyści pod postacią zmniejszenia się zużycia oleju. Niebezpieczeństwo, płynące ze stosowania takiego oleju, istnieje przy niskich temperaturach. Może się wówczas zdarzyć, że olej będzie dopływał do dalej położonych mechanizmów, a między innymi tłoków silnika w niedostatecznej ilości, co doprowadzi do ich zatarcia. Warunki tego rodzaju istnieją podczas uruchomiania silnika oraz podczas lotu w wypadku zbytniego przechłodzenia silnika (lot nurkowy). Jest rzeczą oczywistą, że zatarcie takie jest przyśpieszone wówczas, gdy wskutek niedbalstwa lub nieuświadomienia obsługi czy pilota, silnik będzie pracował w tych warunkach na pełnym gazie. Jak już wspomniano, niektóre silniki są skłonniejsze do takiego zatarcia przy niskiej temperaturze oleju, inne mniej; oznacza to, że zatarcie omawianego typu jest właściwie wypadkową trzech czynników: zbyt wysokiej wiskozy oleju, uchybień obsługi lub pilotażu i wreszcie nieprzystosowania silnika do pracy przy niskich temperaturach oleju; winę zatem muszą podzielić pomiędzy sobą wytwórca oleju, użytkownik silnika i konstruktor silnika. Jest to niezmiernie charakterystyczny przykład zazębiania się pomiędzy sobą poszczególnych czynników, wpływających na pracę silnika.

Z powyższych uwag wynika w sposób całkowicie oczywisty wniosek, że olej o niższej wiskozie zmniejsza znacznie niebezpieczeństwo zatarcia silnika przy niskiej temperaturze oleju i przyczynia się do zneutralizowania uchybień personelu, dopuszczającego do pracy silnika przy nieodpowiednich warunkach, oraz pozwala na zmniejszenie szkodliwego oddziaływania wad konstrukcji silnika, nie liczącej się dostatecznie z pracą silnika przy niskich temperaturach. Jeśli jeszcze wziąć pod uwagę zalety oleju o niskiej wiskozie, polegające na ułatwieniu rozruchu zimnego silnika wówczas zrozumiałe stanie się dążenie do stosowania olejów o obniżonej wiskozie. Dążenie to jest tem śmielej urzeczywistnione, że nowsze badania nie wykazują, aby należało się obawiać obniżenia wiskozy oleju poniżej pewnego minimum, określonego dawniej względami bezpieczeństwa pracy silnika przy wysokiej temperaturze.

Zaznaczono już, że najważniejszym skutkiem obniżania wiskozy jest wzrost zużycia oleju przy normalnych warunkach pracy silnika. Obawa o nadmierny wzrost nie jest obecnie tak istotna, jak dawniej, ze względu na dokonane w ostatnich czasach postępy w dziedzinie produkcji pieścieni tłokowych i wykończania gładzi cylindrów; postępom tym należy zawdzięczać znaczne zmniejszenie zużycia oleju a tem samem możność obniżenia wiskozy oleju bez podwyższenia zużycia do znacznych wartości. Pozatem przekonano się, że zwiększony koszt zużycia oleju jest tylko pozorny, gdyż zostaje on powetowany obniżeniem zużycia paliwa. Spadek zużycia paliwa tłomaczy się zmniejszeniem wewnętrznych oporów tarcia w silniku, wobec czego mniejsza ilość paliwa wystarcza dla wytworzenia takiej samej mocy efektywnej. Stosowanie oleju o obniżonej wiskozie posiada według ostatnich poglądów te tylko ujemne strony, że powoduje zwiększone zużycie części silnika i że staje się przyczyną powstawania w silniku większej ilości osadów mazistych. Co się tyczy skłonności do zaklejania pierścieni tłokowych, będącego jedną z możliwych przyczyn zatarcia tłoków, to maleje ona wraz ze wzrostem zużycia oleju [1].

Przy rozpatrywaniu możliwych skutków obniżenia wiskozy oleju możnaby przypuszczać, że olej rzadszy utrzyma się na gładziach cylindrów w mniejszej ilości i że w krańcowym wypadku zostanie wyciśnięty z pomiędzy tłoków i cylindrów pod wpływem bocznego nacisku, wywieranego przez tłoki. Takie wyciśnięcie oleju doprowadziłoby do tarcia pół — lub całkowicie suchego i do zatarcia. Obawa o zatarcie silnika pod wpływem zbyt niskiej wiskozy oleju jest jednak nieistotna, gdyż spadek wiskozy oleju kompensuje się wzrostem zużycia, dzięki czemu ścianki cylindrów są zalewane olejem, niedopuszczającym nawet w tych, zdawałoby się, specjalnie niekorzystnych warunkach do zatarcia. Bardzo ciekawe są pod tym względem prace British Institution of Automobile Engineers nad zużywaniem się cylindrów [2], aczkolwiek odpowiednie próby były prowadzone przy stosunkowo niskich obrotach i średniem ciśnieniu efektywnem: 1600 obr/min. i 4,13 kg/cm². Obniżanie wiskozy oleju podczas tych prób było uskuteczniane przez domieszanie nafty w ilościach sięgających 90%. W krańcowym wypadku osiągnięto wiskozę około 1,1 stopnia Englera przy 60° C. Należy zaznaczyć, że wiskoza normalnego letniego oleju samochodowego wynosi przy tej temperaturze około 5 stopni Englera. Podczas wymienionych prób smarowanie silnika pozostawało cały czas bez zarzutu.

---

1) Aircraft and Aircraft Engine Performance as Influenced by Engine Oil, S. D. Heron, S. A. E. Journal, June 1935, str. 201.

2) Cylinder Wear, The Engineer, June 23, str. 634 i June 30, 1933, str. 660.

WPŁYW SMARNOŚCI OLEJU.

Po rozpatrzeniu wpływu wiskozy oleju i skłonności oleju do starzenia należałoby poświęcić parę słów o smarności oleju i zastanowić się, czy brak smarności oleju może doprowadzić do zatarcia silnika. Według jednego z wielu określeń smarności jest to zdolność jego do zwilżania powierzchni metalowych. Oznacza to, że olej smarniejszy będzie się mocniej trzymać ścianek cylindrów aniżeli olej o gorszych własnościach smarnych. Zaleta ta nie odgrywa żadnej roli w silniku dopóty, dopóki pompa oleju dostarcza na ścianki cylindrów dostateczne ilości świeżego oleju. Jak wykazały badania [3]), opory tarcia tłoków o cylindry przy normalnem smarowaniu są proporcjonalne do wiskozy oleju. Ponieważ oleje o tej samej wiskozie mogą mieć różną smarność [4]), więc cecha ta nie wpływa na opory tarcia przy normalnem smarowaniu. Jedyna sposobność, przy której większa smarność może uchronić silnik przed zatarciem, następuje wówczas, gdy z powodu uszkodzenia przewodu uszkodzenia przewodu lub wyczerpania zbiornika silnik zostaje nagle pozbawiony oleju, a pilot zareaguje na to, zatrzymując silnik z pewnem opóźnieniem. Podczas okresu czasu od chwili przerwania dopływu oleju do zatrzymania silnika, jest smarowany wyłącznie resztkami oleju, przylegającemi do ścianek, i w takim wypadku olej smarniejszy może uchronić silnik przed zatarciem. Przy normalnym smarowaniu można przypuszczać, że na korzyść oleju smarniejszego będzie przemawiało jedynie nieco mniejsze zużycie części silnika nie zaś obniżenie skłonności silnika do zatarcia.

ZATARCIA Z WINY OBSŁUGI I PILOTÓW.

Na zakończenie należy się zająć wypadkami zatarć, spowodowanymi wadliwą obsługą i błędami pilotów. Zadanie obsługi silnika jest szczególnie odpowiedzialne, kieruje ona bowiem rozruchem silnika i jego późniejszą pracą do chwili osiągnięcia temperatur, pozwalających na wystartowanie samolotu. Jak wiadomo z poprzednich rozważań, uruchomienie silnika na zbyt gęstym oleju oraz zbyt szybkie powiększenie obciążenia silnika przed osiągnięciem dostatecznie wysokich temperatur oleju grozi zatarciem silnika, wskutek niedostatecznego dopływu oleju do tłoków i innych trudno dostępnych mechanizmów. Aczkolwiek należyte podgrzanie silnika nie przedstawia żadnych trudności, wymaga jedynie pewnej staranności i uwagi, to w dziedzinie tej zdarzają się liczne przekroczenia, gdyż podgrzewanie zimnego oleju i długie nieraz wyczekiwanie na osiągnięcie dostatecznie wysokich temperatur oleju jest kłopotliwe i nudne.

Pilot powinien stale pamiętać o zasadzie, że silnik lotniczy nie lubi nagłych przejść od jednych warunków pracy do drugich. Uwaga ta dotyczy specjalnie silników chłodzonych powietrzem, gdyż w silnikach chłodzonych wodą zapas wody nie pozwala jak wiadomo na zbyt szybkie zmiany warunków pracy silnika i przedłuża czas trwania okresów przejściowych. Tak więc niedopuszczalne jest wystartowanie na niedostatecznie podgrzanym silniku, następnie zaś długotrwałe wznoszenie się na pełnym gazie. Również należy unikać lotów nurkowych ze znacznych wysokości, bezpośrednio poprzedzających lot poziomy, lub co gorzej wznoszenie się, na pełnym gazie. lot na plecach, szkodliwy sam przez się, jeśli samolot nie posiada obiegu oleju, dostosowanego do tego rodzaju lotów, jest znacznie szkodliwszy wówczas, gdy natychmiast po nim nastąpi pełne obciążenie silnika. Wszystkie te zaniedbania mogą z łatwością doprowadzić do zatarcia tłoka.

ZAKOŃCZENIE.

Wiadomo, że najmocniejszy łańcuch nie jest bardziej wytrzymały, niż jego najsłabsze ogniwo. Tym najsłabszym ogniwem jest, jeśli chodzi o pracę silnika lotniczego, obsługa i pilotaż. Nie jest tak dlatego, że działalność personelu napotyka na największą ilość zagadnień i trudności technicznych, ale z tego względu, że zbudowanie silników i dobór do niego oleju i paliwa następują jednorazowo i przy udziale fachowców, podczas gdy obsługa silnika sprawuje nad nim opiekę przez całe jego życie w ogromnej rozmaitości warunków zewnętrznych, napotykając na liczne sposobności zatarć i uszkodzeń, czy to wskutek zaniedbań czy też nowych nieznanych dotychczas okoliczności. Stała opieka fachowców nad pracą silników na samolotach jest czynnikiem koniecznym. Stanowi bowiem zarówno zabezpieczenie przed uszkodzeniami silników jak i sposób zebrania niezmiernie cennych doświadczeń, których wyzyskanie jest jednym z warunków postępu w lotnictwie.

[3]) Thornycroft and Barton, Aircraft Engineering, February and May, 1930.

[4]) Najmniejszą smarność mają oleje mineralne wysoko rafinowane celem uzyskania wysokiej odporności na starzenie, oleje mineralne o mniejszym stopniu rafinowania mają smarność większą, największą smarnością zaś odznaczają się oleje roślinne, naprzykład rycynowy.

A. J. SUTTON PIPPARD. F.R.Ae.S. (tłum. Inż. Bohdan Werner)

Przygotowanie inżyniera lotniczego.

Streszczenie dyskusji na temat odczytu prof. A. J. Sutton-Pippard'a.

Major Barlow (Naczelny inżynier Fairey Aviation Co) oświadcza, że nie będzie dyskutował nad przygotowaniem inżynierów, którzy poświęcić się mają tylko pracom badawczym, a jedynie nad przygotowaniem młodych konstruktorów płatowców i silników.

Oprócz koniecznej praktyki rocznej lub dwuletniej w fabryce, M. B. uważa, że praktyka powinna się skończyć rocznym pobytem zagranicą we Francji, Niemczech lub Stanach Zjednoczonych. Daje to nietylko możność poznania obcego przemysłu, lecz też i możność nauczenia

się lub wypolerowania znajomości obcego języka, która dla studenta, chcącego coś zrobić w lotnictwie, jest konieczna.

M. B. zarzuca zupełny brak znajomości rysunków technicznych studentom kończącym wyższe uczelnie, natomiast stwierdza, że posiadają oni dużą znajomość fizyki, matematyki i innych czysto teoretycznych przedmiotów.

Anglja posiada 20 wytwórni samolotów, 50 wytwórni związanych z produkcją materjałów, 40 wytwórni produkujących przedmioty potrzebne do użytkowania samolotów, wreszcie 7 wytwórni związanych z wyposażeniem lotnisk. Każda z tych wytwórni potrzebuje ludzi fachowych. Wytwórnie płatowców zatrudniają około 1500 — 1600 kreślarzy-techników i około 70 — 80 konstruktorów narzędzi i uchwytów. W całym przemyśle lotniczym jest około 120 ludzi, których pensje wynoszą 26.000 zł. lub więcej rocznie. Przeciętna pensja techników-kreślarzy wynosi od 550 do 900 zł. miesięcznie, a dla kierowniczych stanowisk od 850 do 1300 zł. Są to dane przybliżone. Miejsca, które należało obsadzić w miarę rozwoju niektórych wytwórni obsadzone były nietylko przez studentów, ale również przez praktykantów, którzy uczęszczali na kursa wieczorowe. Z tych ludzi otrzymano doskonałych fachowców, gdyż poza wieczornemi kursami mieli oni możność w ciągu dnia zetknąć się z wymaganiami wytwórni. Brano również ludzi z lotnictwa wojskowego, z których otrzymano dobry materjał.

Dzisiejsi studenci naogół unikają odpowiedzialności, ale trzeba wziąć pod uwagę, że naogół odpowiedzialności unikają nawet ludzie na czołowych stanowiskach.

Stanley H. Evans. (Associate Fellow).

Słowo „inżynier" pochodzi od łacińskiego „ingenium" i oznacza tego, którego umysł zdolny jest do wynalazków. Czyż istnieje lepsza metoda zabicia wszelkiej wynalazczości jak przejście kursu wyższej uczelni według wskazanego w odczycie programu?

Trzeba przyznać, że uniwersytety nie nadają się zupełnie do praktycznego wyszkolenia inżyniera.

Sztuka inżynierska powinna być praktykowana na rysownicy i warsztacie, a nie w szczelnie zamkniętej sali uniwersyteckiej.

Rola matematyki polegać powinna na tem, że stosuje się ją do zagadnień inżynierskich, a nie należy jej nauczać jako sztuki samej dla siebie. Z końcowego ustępu odczytu prof. Pipparda wynika, że przemysł powinien dobrze opłacać młodego inżyniera, który niema żadnej praktyki, a zato naładowany jest teorją. Czy przemysł koniecznie musi płacić za to, że wyższe uczelnie są tak zorganizowane, że chłopak wychodzi z nich nieprzygotowany do pracy w wytwórni? Jest to trochę zanadto filantropijne traktowanie sprawy.

W angielskich wyższych uczelniach niema wcale w programie ekonomiki produkcji czyli inżynierji przemysłowej w zastosowaniu do zagadnień wytwórczości. W Ameryce przedmiot ten jest wykładany w bardzo wielu uczelniach i jest on bezwzględnie potrzebny dla młodego inżyniera w ogólnych zarysach. Wiele z przedmiotów podanych przez prof. Pipparda można zdaniem p. H. Evansa przestudjować na dobrze przeprowadzonym kursie korespospondencyjnym. Trochę to brzmi jak herezja, ale jeden z amerykańskich profesorów wyraził zdanie, że „z chwilą wynalezienia druku wykłady nie mają racji bytu". Jest w tem niestety odrobina prawdy.

H. Evans stwierdza pozatem, że badania w dziedzinie lotnictwa czynione w Anglji są prowadzone raczej teoretycznie w porównaniu do badań w Stanach Zjednoczonych, i że angielscy inżynierowie chętniej opierają się na wynikach prac N. A. C. A. aniżeli A. R. C. (Aeronautical Reseorch Committee).

H. S. Ellis wyraża zdanie, że student wychodzący wprost z wyższej uczelni powinien otrzymać jeszcze dodatkowe wykształcenie w szkole technicznej, gdyż ona dopiero da mu przygotowanie praktyczne. Niemniej jednak nauka odgrywa bardzo ważną rolę w dziedzinie lotnictwa i w pierwszych jego początkach dopiero wtedy zaczął się prawdziwy postęp, gdy doświadczenia zaczęto opierać się na metodach naukowych. Między naukowcem, a praktykiem nie powinno być tej przepaści, jaka normalnie istnieje i zapełnić ją powinien typ inżyniera naukowca posiadającego jednak duże doświadczenie praktyczne.

Kapitan Clapp (Techniczna Szkoła De Havilland).

Stwierdza, że wojsko daje gruntowne wykształcenie w swych szkołach, gdzie wykłada się matematykę, aerodynamikę, mechanikę, rysunki etc. Szkoły wojskowe dają wykształcenie równorzędne ze specjalnemi technicznemi szkołami. Wykształcenie to jest kosztowne, gdyż trwa 3 lata.

Szkoła De Havilland posiada 2 kursy: dwu i trzyletni. Ten ostatni przeznaczony jest dla maturzystów, którzy pierwszy raz muszą się zetknąć z techniką, dwuletni dla tych, którzy w dziale techniki nie są już nowicjuszami. Uczniowie tej szkoły mają 5 wieczorów tygodniowo zajętych kursami wieczornemi, gdzie wykładana jest tylko teorja. W ciągu dnia wykonywują normalną robotę fabryczną. Do budowy płatowców, których uczniowie przez 2½ roku wykonali 8 szt. (są to normalne płatowce produkowane przez firmę) mogą oni używać wszystkich normalnie na fabryce używanych narzędzi i pomocy, jednak naogół poleca im się prace te wykonywać ręcznie. Przy lutowaniu stosują oni zwykłą lampę benzynową, ażeby przyzwyczaić się do pracy wykonywanej w najgorszych warunkach. System ten jest może cokolwiek uciążliwy, jednak prowadzi do tego, że chłopak, który taką szkołę przeszedł staje się naprawdę zdolnym mechanikiem, mogącym sobie dać wszędzie radę. Wiele z chłopców kończących tę szkołę zdało z dobrym wynikiem egzamin R. Ae. Soc. na Associate Fellow.

W zeszłym roku studenci z tej szkoły zaprojektowali sami i wykonali całkowicie płatowiec TK, który wygrał Puhar Króla. W ten sposób łączy się projektowanie z technicznem jego wykonaniem. Kpt. Clapp uważa, że takie postawienie sprawy daje pełne wykształcenie inżynierskie. Dla chłopców tych otwarta jest cała fabryka i przechodzą oni z jednego działu do drugiego, nie po pewnym czasie, ale po pewnej ilości nabranych wiadomości. Z chwilą, kiedy student uważa, że opanował dany dział, przechodzi do następnego. W każdym dziale zwraca się uwagę na 30—40 szczegółów, któremi powinien się szczególnie zainteresować. Przejście z jednego działu na drugi warunkuje colloqium przed kierownikiem, który

orzeka czy znajomości studenta z danego działu są wystarczające. Może się zdarzyć, że student musi zostać na danym dziale jeszcze pewien czas, a czasem po dwuch latach kierownik poleci mu przedłużyć kurs. Napływ studentów do tej szkoły jest tak duży, że miejsca są zajęte wiele lat naprzód. W obecnej chwili miejsca są ograniczone ze względu na komplet zatrudnionych z jednej, a ze względu na stan przemysłu, z drugiej strony.

M. Roberts (Kierownik Aeronautical Engineering College, Chelsea).

W szkole tej po 3-ch miesiącach przeprowadza się eliminację, gdyż według twierdzenia p. Roberts'a wiele studentów zapisuje się na tę uczelnię tylko dlatego, żeby módz latać, natomiast nie nadają się oni jako materjał na inżynierów. Szkoła posiada około 15 typów silników, które studenci rozmontowują i składają, aby uzyskać odpowiednią praktykę.

W obecnej chwili szkoła nawiązała stosunek z wielu firmami, które przyjmować będą studentów na praktykę.

Pułk. J. T. Moore-Brabazon (przewodniczący).

Mówiąc o względnie małych zarobkach młodych inżynierów zaczynających pracę w lotnictwie wspomina czasy, gdy przemysł elektryczny znajdował się również w początkach rozwoju i młodzi inżynierowie zarabiali po 150 zł. miesięcznie i żyli z tego. Młody inżynier nie może odrazu mieć takiej pensji, żeby móc się ożenić i mieć samochód. Dopiero po kilku latach może na to liczyć (ale przynajmniej może liczyć o ile pracuje) (przyp. tłumacz.).

Kpt. Cave Brown Cave (profesor inżynierji na Uniwersytecie w Southampton).

Uważa, że studja po praktyce fabrycznej mają tę ujemną stronę, że zapomina się fizykę i matematykę i ma się często z tego powodu duże trudności. Jeżeli dałoby się pogodzić praktykę fabryczną z nauką, jak to ma miejsce w szkole technicznej De Havilland'a, to bezwzględnie lepiej byłoby przejść uniwersytet po praktyce. Jeżeli pomoc dawana studentowi na wyższej uczelni jest potrzebna, to nie należy jej jednak nadużywać, gdyż potem student zatraca wszelką inicjatywę.

M. Langley (Członek Rady).

Zwraca uwagę na to, że jeżeli przypatrzeć się wielu samolotom znanych firm i to samolotom posiadającym duże zalety, zarówno wojskowym jak i cywilnym, stwierdzamy, że większość ich konstruktorów nie posiada wyższego wykształcenia. Mają oni jedynie za sobą egzamin Stowarzyszenia Inżynierów (Institution of Civil Engineers), który dostatecznie ich kwalifikuje. Przygotowanie inżynierów na wyższych uczelniach ma tę ujemną stronę, że wyniki opierają się na egzaminach. Egzamin według prelegenta ejst głównie poto żeby stwierdzić czy student danego dnia dobrze się czuje i czy niema rozstrojonych nerwów. Jeżeli chodzi o maturę, to uczeń w tym wieku, ani psychologicznie, ani fizjologicznie nie nadaje się zupełnie do egzaminu.

Rozpatrując program szkoły technicznej De Havilland'a, prelegent wspomina, że tam studenci odrazu muszą brać na siebie odpowiedzialność, gdyż wykonywując części samolotu, który będzie latał wiedzą, że są zato odpowiedzialni i odpowiednio starają się dobrze je wykonać. Na kursach wieczorowych wykłady mechaniki, aerodynamiki, mechaniki etc., prowadzą inżynierowie z firmy i utrzymują w ten sposób kontakt ze studentami, a pozatem mogą ze studentami dyskutować na tematy z któremi zetknęli się oni w czasie pracy na fabryce.

Professor Pippard zwraca uwagę, że to jest niezmiernie ważny szczegół.

W dalszym ciągu swych uwag, dotyczących technicznej szkoły De Havilland'a prelegent mówi o tem jak wychowanek tej szkoły po przejściu praktyki warsztatowej z wynikiem zadawalniającym przechodzi na robotę kreślarską. Przy tej okazji może posługiwać się wiedzą zdobytą na Kursach wieczorowych. Po 1½ roku takiej praktyki może on zająć już stanowisko kierownika grupy konstrukcyjnej. Pozatem student znajduje się stale w atmosferze, której przy przejściu na płatną posadę nie będzie musiał zmieniać, podczas gdy przechodząc z wyższej uczelni do wytwórni, trzeba mieć pewien czas żeby się do niej dostosować. Atmosfera wytwórni nie jest korzystna dla badacza, ale jednak rok pobytu w warunkach naprawdę związanych z życiem jest według prelegenta konieczny.

Jeżeli chodzi o naczelnych konstruktorów, to mniej niż jedna czwarta w Anglji nie posiada wyższego wykształcenia. Jednak ci konstruktorzy mogą zato posiadać pod swoim kierownictwem młodych ludzi posiadających właś nie wyższe wykształcenie.

H. Sims-White (Associate Member).

Między innemi uważa, że kurs wyższej uczelni powinien uwzględniać wyspecjalizowanie w lotnictwie dopiero na 4-ym kursie, którego program obejmowałby aerodynamikę, teorję i projektowanie konstrukcji oraz silników lotniczych i prace laboratoryjne. Według niego za mało kładzie się nacisku na wyższej uczelni na stronę rysunkową.

R. C. B. Hendy (Associate Member).

Uważa, że po odczycie profesora Pipparda ma się wrażenie, że, aby otrzymać dobrze płatne stanowisko trzeba mieć za sobą wyższą uczelnię. Tak jednak nie jest. Zgadza się pod tym względem z opinją M. Langley'a. Wyższe uczelnie przygotowują ludzi nadających się na wyższe stanowiska podczas, gdy tych stanowisk niema wcale tak wiele. Z drugiej strony brak w lotnictwie odpowiednich ludzi i jeżeli stan obecny się nie zmieni, brak ich będzie się dawał odczuwać jeszcze gorzej.

J. L. B. Jones B-Sc (Magister):

Trudno się dziwić, że pracodawcy patrzą niechętnie na świeżo upieczonego inżyniera, który wprost z uczelni idzie na fabrykę. Trzeba się liczyć z tem, że przez 2 lata nie zarobi on na te pieniądze, które pracodawca mu płaci. Lepiej byłoby, gdyby taki świeży pracownik mógł odrazu być korzystnym. Jest to rola, którą powinna spełnić wyższa uczelnia, to jest dać mu przygotowanie. Praktyka uniwersytecka powinna odbywać się w warunkach możliwie zbliżonych do takich jakie panują w wytwórniach. Pozatem należy stosować praktyki wakacyjne.

Prelegent powraca do punktu już uprzednio poruszanego, że student powinien przejść kurs ekonomiki i mieć jeden język obcy jako przedmiot przymusowy.

M. G. Duguid (Szkoła Lotnicza, Chelsea).

Kładzie nacisk na naukę w ostatnim roku przed maturą, kiedy niesłusznie kładzie się znaczny nacisk na egzamin, a nie na istotne wychowanie chłopca. Egzamin z punktu widzenia inżynierskiego jest niesłuszny, gdyż polega często na wyuczeniu się całych szeregów formułek, o których się nie wie do czego ich użyć. Wiele chłopców uczy się tego co im wskazano i nie może powiązać wyniesionej ze szkoły nauki, z praktycznemi zagadnieniami życia. Dlatego też, ostatni rok średniej szkoły, powinien przewidzieć w programie laboratorja chemiczne, fizyczne, a zwłaszcza stosowaną matematykę.

Ogólnokształcący program jest bardzo wskazany, a zwłaszcza znajomość obcego języka, nie mówiąc o znajomości języka ojczystego, która jest konieczna dla inżyniera, gdyż musi on wyrażać się jasno i zwięźle w swoich sprawozdaniach.

Jasne, logiczne i uporządkowane myśli powinny cechować inżyniera, to też w szkole lotniczej w Chelsea zastanawiając się w jaki sposób należy chłopców uczyć takiego myślenia. Forma tej nauki jeszcze nie została ustalona.

Prelegent dzieli inżynierów na cztery zasadnicze grupy Po pierwsze wydziela z ogólnej grupy inżynierów tych, którzy prowadzą prace badawcze w dziedzinie fizyki i chemji.

Jeżeli naprzykład chodzi o metalurgję, to jest to raczej stosowana chemja, aniżeli praca inżynierska. W tej grupie umieścić można również wynalazcę i eksperymentatora, którzy mało mają wspólnego z czystą pracą inżynierską. Już same metody pracy naukowca, który nie liczy się z kosztami produkcji, odróżniają go od inżyniera.

Inżynier badacz, to ten, który stara się przystosować metody ściśle naukowe do użytku praktycznego.

Dla tego typu człowieka wymagane jest wyższe wykształcenie, gdyż musi on módz sam przeprowadzać prace badawcze.

Trzecią i prawdopodobnie najliczniejszą grupę stanowią prawdziwi „inżynierowie" (ludzie maszyn — w dosłownem tłomaczeniu słowa engineer). Są to ci ludzie, którzy opierając się na wynikach wynalazków, badań i doświadczeń, lub nawet często przypadkowych odkryć stosują je w pracy konkretnej, potrafią je zastosować przy projektowaniu, wytwarzaniu potrzebnych maszyn lub konstrukcji.

Z tą grupą są spokrewnieni blisko ci, którzy zajmują się jedynie naprawą, utrzymaniem i ruchem. Jako czwarta grupa występują inżynierowie sprzedawcy, których prawdopodobnie wyrugują zwykli sprzedawcy z pewną dozą znajomości fachowej.

Dla pierwszych dwuch grup konieczne jest bezwzględnie wyższe wykształcenie. Jeżeli chodzi o naukowca lepiej żeby nie stykał się z warsztatem, natomiast inżynier-badacz musi się z warsztatem zetknąć.

Jeżeli chodzi o trzecią najliczniejszą grupę, to prelegent twierdzi, że nie można „zrobić" inżyniera. Musi on posiadać „coś" wewnętrznie, coś na co składa się intuicja i „nos" w dziedzinie techniki oraz szczególne zdolności. Bez tych darów, chociaż w najskromniejszym zakresie, niema szans aby człowiek mógł zostać pożytecznym inżynierem. Zadaniem nauczyciela jest właśnie rozdmuchanie tej iskry, która tkwi w przyszłym inżynierze. Musi on przyzwyczaić go do logicznego myślenia, rozwinąć w nim zmysł obserwacji i zmysł proporcji. Są to wszystko zasadnicze zalety inżyniera. Prelegent zgadza się z profesorem Pippard'em, że wychowanek musi mieć za sobą przynajmniej dwanaście miesięcy praktyki fabrycznej. Podczas tego okresu może się on przekonać czy nauka inżynierji odpowiada mu naprawdę, a później w wyższej uczelni nie będzie musiał rysować maszyn, których nigdy w życiu na oczy nie widział. Jeżeli student posiada wrodzone inżynierskie zdolności, to nawet jeżeli opychać go będą w szkole równaniami różniczkowemi nie zatraci on swego zdrowego inżynierskiego rozumu. Jeżeli natomiast tych zdolności nie posiada to cokolwiekby z nim nie wyrabiano, czeka go zawód.

Prelegent stwierdza, że ci studenci, którzy otrzymali dobre wyniki na badaniach w Instytucie Przemysłowej Psychologji naogół już w pierwszych tygodniach pracy na wyższej uczelni mieli dobrą opinję mimo to, że ich profesorowie nie wiedzieli, że przeszli oni tego rodzaju próby.

W szkole Lotniczej w Chelea, do której prelegent należy teorja i praktyka idą ręka w rękę i pod jedną kontrolą. W ten sposób teorja i praktyka mogą być zsynchronizowane. Naprzykład uczeń, który na warsztacie zaczyna pracować na rewolwerówkach uczy się teoretycznie, co to jest przekładnia, szybkość skrawania etc., tak że nauka i praktyka wiąże się u niego w całkowity obraz, dając możność należytej oceny wykonanej pracy.

Prelegent uważa, że często słyszy się opinję, że dobry matematyk nadaje się na inżyniera. Tak jednak nie jest. Matematyka jest bezwzględnie potrzebna w zawodzie inżynierskim, jednak jest wiele takich zagadnień do których podejście ze strony matematycznej byłoby błędne.

Zasadą pracy inżynierskiej jest warsztat, i inżynier nietylko musi znać robotę, ale musi umieć ją ocenić i ocenić również doświadczenie innych.

Dr. Piercy (East London College).

Stwierdza, że w obecnym stanie programów na wyższych uczelniach rysunek techniczny jest zaniedbany na korzyść teorji. Należałoby również uczyć więcej matematyki i to nie oderwanej a w zastosowaniu do ściśle inżynierskich zagadnień. W dzisiejszej dobie inżynier bez matematyki nie może myśleć o pogłębieniu swojej wiedzy naprzykład w dziedzinie aerodynamiki. Jeżeli chodzi o opinję że wyższa uczelnia zabija pomysłowość i indywidualność to przy pewnych zmianach łatwo temu zaradzić. Jeżeli chodzi o inne przedmioty każdy inżynier wie, że daleko nie zajdzie bez znajomości fizyki, chemji, warsztatu i kalkulacji.

Instytut Inżynierji (Instytution of Civil Enginers) nie uznaje ukończenia żadnej uczelni jako zwalniającego od egzaminu, który trzeba przejść żeby zostać członkiem Instytutu (Associate Member). Uważa się że poza studjami młody inżynier musi się poddać egzaminowi z bardziej praktycznej dziedziny. Wymagana jest przytem praktyka.

D. R. Pye (Dyrektor Instytutu Naukowego Ministerstwa Lotnictwa, odpowiednik naszego I. B. T. L). Uważa, że ogólnie dla inżyniera potrzebne są następujące zalety:

1. Musi on posiadać zmysł „ilościowy" czyli według zdania prelegenta umysł ogarniający sytuację z punktu widzenia ilościowego, jakiekolwiek zmienne wchodziłyby w grę.
2. Musi on móc ogarnąć wszystkie strony naukowe lub techniczne swego fachu z chwilą gdy będą mu one potrzebne w praktyce.
3. Przy pisaniu sprawozdań musi móc wypowiadać się jasno i zwięźle.

Ten ostatni punkt jest niezmiernie ważny, a niestety zbyt często ludzie posiadający dużą wiedzę nie potrafią odpowiednio się wypowiedzieć. Z tych powodów prelegent stoi całkowicie po stronie wykształcenia klasycznego. Żaden poważny zwolennik klasycznego wychowania nie będzie twierdził, że wychowanie to zwiększa inteligencję. jednak trzeba przyznać, że nauka łaciny zmusza do jasnego, uporządkowanego myślenia, gdyż forma zdań jest tak różna od języka angielskiego, że aby móc dobrze tłomaczyć trzeba najpierw dobrze zrozumieć sens, a później dopiero pisać tekst przetłomaczony. Ani niemiecki, a tembardziej francuski nie zmuszają umysłu do tej gimnastyki.

Referent miał ostatnio okazję przedyskutowania sprawy wykształcenia inżyniera w gronie inżynierów z jednej z fabryk silników. Chociaż twierdzili oni, że wyższe wykształcenie jest konieczne, to jednak uważali, że zanim student spędzi trzy czy cztery lata na wyższej uczelni powinien rok praktykować na warsztacie. Byłoby przytem bardzo korzystne, gdyby ten rok mógł on spędzić zagranicą. Zerwanie ze studjami może być w tym wypadku niezupełne, jeżeli odpowiednio wcześnie kończy się zajęcie na warsztacie i przewidziane są kursy wieczorowe. Najważniejsze co może dać wyższa uczelnia, to podstawy naukowe, a zwłaszcza matematykę. Jeżeli chodzi o konstrukcję, to zwykle na wyższej uczelni jest ona przestarzała, a naprawdę nauczy się jej dopiero student przy zetnięciu się z nią w wytwórni, gdy stanie wobec praktycznych zagadnień.

Chociaż według opinji prelegenta, na to, aby zdolny inżynier mógł naprawdę się wybić na kierownicze stanowisko w dziedzinie konstrukcji powinien mieć za sobą studja wyższe, to jednak spotykał wiele ludzi, którym c wiele więcej przydałoby się trzy lub czteroletnia praktyka na warsztacie aniżeli ten sam czas spędzony na wyższej uczelni. Przy pracy na warsztacie powinienby przytem uzupełnić swoją wiedzę teoretyczną do poziomu wymaganego na przejście egzaminów członkowskich w Instytucie Inżynierów lub w Royal Aeronautical Society. Jeżeli tacy ludzie się wybijają, to nie dzięki temu, że byli na wyższej uczelni, a dzięki zaletom ich własnego charakteru. Zasadniczo wyższa uczelnia daje możność wykształcenia inżyniera w najlepszym gatunku, jeżeli po temu znajdzie się odpowiedni materjał; jednak wielu jest takich dla których lepszy będzie warsztat i doświadczenie które tam zdobędą.

H. G. Fozard (Wyższa Szkoła Lotnicza w Chelsea).

Uważa, że oprócz wyższej uczelni, która jest konieczna dla inżynierów, chcących iść drogą raczej naukową, muszą istnieć średnie szkoły techniczne, które dają dużą dozę wiedzy jeżeli chodzi o wytwórczość, kontrolę, obsługę materjału oraz pewne doświadczenie w kreśleniu. Jak już było wspomniane, studenci w Chelsea przechodzą pewien kurs eliminacyjny. Osobisty wgląd wychowawczy w prace studenta odnosi o wiele lepszy skutek aniżeli wszelkie egzaminy, natomiast dobrze jest jeszcze jeżeli będąc pod osobistą opieką student jeszcze dodatkowo przechodzi egzaminy. Byłoby to konieczne raczej ze względów pedagogicznych. Mając na względzie, że student wychodząc z tej szkoły będzie inżynierem ruchu, najpierw przechodzi on kurs rementowania silników. W tym okresie słucha matematyki i wykładów o silnikach oraz ich utrzymaniu. Następnie poddać się musi egzaminowi praktycznemu oraz egzaminowi z matematyki i teorji maszyn cieplnych. Gdy otrzymał przynajmniej 50% punktów, które może uzyskać, przechodzi za zgodą instruktora na inne kolejne działy jak spawalnia, stolarnia, odlewnia, warsztat elektryczny lub biuro rysunkowe.

Biorąc dla przykładu kurs praktyczny studenta w spawalni, to trwa on sześć tygodni, przyczem student przechodzi równocześnie kurs teoretyczny o materjałach używanych w spawaniu konstrukcji lotniczych, o obróbce cieplnej i kontroli materjału.

Po sześciu tygodniach musi wykonać pewną pracę polegającą na spawaniu pod nadzorem instruktora, który ocenia jego zdolności oraz musi zdać egzamin, raczej praktyczny przed inżynierem z innej fabryki. W podobny sposób przechodzi on przez warsztat stolarski, gdzie sam musi wykonać w ciągu sześciu godzin pewną pracę, wzorując się na rysunku. Następnie przechodzi przez biuro rysunkowe, warsztat elektryczny lub odlewnię i wszędzie jest kontrolowany, tak aby trzymał się pewnego poziomu określonego przez wymagania Ministerstwa Lotnictwa w dziale konstrukcji lotniczych. Po 15 miesięcach, jeżeli student wykazał odpowiedni postęp zostaje przeniesiony do warsztatów lotniczych. Tu zaczyna pracę od wykonywania szablonów do żeberek skrzydłowych, według rysunków. Następnie wykonywuje drobne reperacje przy statecznikach lub sterach. Równocześnie przechodzi kurs teoretyczny, o tem jakich używa się farb do pokrycia płótna, o gatunku i prawidłowem szyciu płótna etc. Po sześciu tygodniach następuje egzamin i sprawozdanie z prac wykonanych. W razie dobrego wyniku student przechodzi do odpowiedzialniejszych prac związanych z wykonaniem skrzydeł i kadłubów, oraz poważniejszych reperacji według wymagań Ministerstwa Lotnictwa. Wiele ze studentów prawdopodobnie po skończeniu tej szkoły zdawać będzie egzaminy klasy A lub B, które są przymusowe dla inżynierów zajmujących odpowiedzialne stanowiska. (Są to egzaminy przed komisją wyznaczoną przez Ministerstwo Lotnictwa, w której biorą udział przedstawiciele przemysłu i nauki). Po następnych sześciu tygodniach odbywa się jeszcze jeden egzamin, poczem uczeń przechodzi do warsztatu „metalowego".

Tu uczy się obróbki cieplnej, nitowania i napraw samolotów metalowych o konstrukcji spawanej lub nitowanej, zarówno rurowej jak i z blach. Wszystkie te czynności musi wykonywać zgodnie z wymaganiami wojska i zapozna-

je się tem samem z normami i warunkami technicznemi Ministerstwa Lotnictwa. Równocześnie przechodzi kurs teoretyczny pokrywania metali zapomocą lakierów, niklowania i chromowania. Kurs ten obejmuje również obróbkę cieplną stali i stopów lekkich oraz nowoczesne metody produkcji, projektowanie przyrządów do obróbki, uchwytów i t. p. Po trzech miesiącach następuje 6-cio godzinny egzamin praktyczny oraz 2 egzaminy piśmienne z teorji. W tym okresie student przechodzi również kurs teorji lotu, radjotelegrafji i projektowania.

W razie dodatnich wyników egzaminu może teraz student przejść na montaż, gdzie pracuje przez trzy miesiące. W tym czasie zajmuje się również utrzymaniem samolotów różnych typów, przyczem styka się z akcesorjami. Jako zakończenie okresu następuje egzamin praktyczny i sprawozdanie z prac wykonanych. Okres ten obejmuje również pracę na lotnisku. W ten sposób kończy się nauka w warsztatach lotniczych o ile uczeń przejdzie następujące egzaminy: egzamin ustny, sześciogodzinną pracę „metalową", sześciogodzinną pracę w drzewie, poczem prace te muszą być wykonane według rysunków. Egzamin ustny zbliżony jest do przepisanego przez Ministerstwo Lotnictwa i odbywa się w obecności trzech starszych profesorów. Po tym egzaminie student wraca do Chelsea na trzytygodniową „powtórkę" remontu silników, przyczem wykonuje ich próbę, przechodzi kurs na hamowni oraz zaznajamia się z silnikami Diesla.

Następuje ustny egzamin, który odpowiada klasie C. Minist. Lotn., poczem student idzie na sześciomiesięczną praktykę do fabryki, która utrzymuje ścisłą styczność ze szkołą. Ma to na celu wygładzenie wszelkich wiadomości nabytych w szkole oraz przygotowanie ucznia do poważnej pracy w warunkach opłacalnych. Jeżeli uczeń interesuje się wytwórczością, to prawdopodobnie wybierze sobie za warsztat pracy wytwórnie samolotów lub silników. Jeżeli zaś interesuje go strona użytkowa lotnictwa, to w niej pozostanie. Pozatem zwykle po wyjściu ze szkoły student przygotowuje się do egzaminów klasy A, B lub C przed Komisją Ministerstwa Lotnictwa. Z tem wykształceniem może on teraz otrzymać pensję od 60-ciu do 130 zł. tygodniowo. Podczas samych studjów często studenci poddają się egzaminowi na członków Royal Aeronautical Society.

Uczniowie, którzy pragną wyspecjalizować się jako konstruktorzy, przechodzą zaawansowany kurs projektowania, pozwalający im na zupełne opanowanie pracy kreślarskiej dla warsztatu. Równocześnie muszą opanować stronę obliczeniową.

Takie wykształcenie odpowiada mniejwięcej stanowisku c pensji miesięcznej od 650 do 1300 zł. jednak wiele wychowanków może nadawać się i na wyższe wynagrodzenie, co zależy jednak w dużym stopniu od okoliczności.

Odpowiedź prof. Pippard'a.

Po dyskusji prof. Pippard odpowiada na szereg zarzutów i wyjaśnia szereg punktów. Między innemi P. Langley przy dyskusji o pożyteczności egzaminów wyjaśnia, że w szkole technicznej de Havilland'a bardzo często uczniowie są obserwowani przy pracy wtedy kiedy o tem nie wiedzą. Ocena w takich warunkach jest naprawdę słuszna i nie potrzeba się opierać na zbytecznych egzaminach.

Prof. Pippard przy dyskusji nad egzaminami oświadcza, że robił próby egzaminu normalnego i egzaminu podczas którego wolno było używać książek. Ten ostatni sposób spotkał się z uznaniem studentów, ale każdy z nich, który dobrze znał przedmiot książek nie używał, natomiast ci którzy byli słabi większą część egzaminu spędzali na wertowaniu książek. Dobrze byłoby zdaniem prelegenta, żeby niektórzy profesorowie przeszli przez warsztat, co dla prawdziwych inżynierów nie stanowiłoby żadnej trudności. Nie zaszkodziłoby również niektórym konstruktorom spędzenie pewnego okresu czasu na wyższej uczelni.

Prof. Pippard oświadcza pozatem, że przeciwny jest wykonywaniu rysunków w tuszu na wyższej uczelni. Dobry rysunek w ołówku jest jego zdaniem zupełnie wystarczający.

Kennetth G. Merriam (Profesor Instytutu Politechnicznego w Worcester U. S. A.).

Podaje program tej uczelni przyczem daje szereg wyjaśnień. Pierwsze trzy lata są wspólne dla wszystkich studentów studjujących mechanikę. Na czwarty rok przechodzą tylko ci, którzy w ciągu pierwszych 3-ch lat wykali się dostatecznym postępem. Profesorowie nie są specjaliści. W żadnym wypadku wykłady z dziedziny lotniczej nie zajmują im więcej jak połowę czasu poświęconego na wykłady.

Instytut posiada tylko jedno nowe laboratorjum, mianowicie aerodynamiczne. Dawniej podczas pierwszych trzech lat student uczył się latać, następnie jednak latanie zastąpiono laboratorjum aerodynamicznem oraz zwiedzaniem ośrodków lotniczych w bliskości instytutu.

Projekt o którym mowa w programie czwartego roku student opracowuje przez 6 miesięcy przed przystąpieniem do jego wykonania. Opracowanie to ma miejsce pod nadzorem profesora. Następnie przez 16 tygodni po 1½ dnia tygodniowo następuje wykonanie projektu pod staranną kontrolą.

Program Kursu Lotniczego
Instytutu Politechnicznego w Worcester Mass. U. S. A.

Pierwszy rok.

Chemja	Geometrja opisowa
Matematyka	Języki nowoczesne
Rysunki inżynierskie	Angielski.

Drugi rok.

Matematyka	Historja
Prace laboratoryjne	Rysunki inżynierskie
Fizyka	Wykonywanie planów.

Trzeci rok.

Ekonomja	Wytrzymałość teoretyczna
Zasady elektrotechniki	Materjały konstrukcyjne
Matematyka stosowana	Rysunki maszyn.
Laboratorja	Termodynamika
Mechanika	Nauki polityczne.

Czwarty rok.

Laboratorjum Aerodynamiczne — dwutygodniowy kurs letni.
Laboratorjum elektrotechniczne
Prace laboratoryjne

Matematyka stosowana
Aerodynamika, mechanika cieczy, hydraulika
Projekt
Instrumenty lotnicze
Ekonomja
Wykresy
Teorja i projektowanie konstrukcji lotniczych
Silniki lotnicze.

Broszura omawiająca sprawę zabezpieczenia praw własności na wynalazki.

„Ukazała się w druku opracowana przez rzecznika patentowego Myszczyńskiego Ignacego broszura p. t. „Krótkie Wiadomości o zabezpieczeniu praw własności na wynalazki, wzory i znaki towarowe w Kraju i zagranicą", która w sposób treściwy i przystępny podaje informacje zawarte w tytule, jak również przepisy dla utrzymania w mocy, unieważnienia i obrony patentów, wzorów i znaków. W broszurze znajdują się również dane o działalności Urzędu Patentowego i poszczególnych jego działów, jak również wykaz wydawnictw i publikacyj polskich traktujących o zabezpieczeniu własności przemysłowej; broszura przeznaczona jest dla wynalazców, przemysłowców i kupców — cena jej wynosi zł. 1. gr. 50".

KOMUNIKATY.

W dniu 18 czerwca o godz. 17-ej odbyło się na Zamku Królewskim, w obecności Prezydenta Rzeczypospolitej prof. Ignacego Mościckiego, drugie z kolei posiedzenie członków Komitetu Budowy gmachu Muzeum Przemysłu i Techniki.

W posiedzeniu uczestniczyli pp. Ministrowie: Kościałkowski, W. Jędrzejewicz, Floyar-Rajchman, Paciorkowski, Wicemenister Spraw Wojskowych Gen. Sławoj-Składkowski, Podsekretarz Stanu Inż. Bobkowski, Prof. Chyliński, Piasecki i Werner, Naczelny Dyrektor Funduszu Pracy Dolanowski, dyrektorzy departamentów poszczególnych ministerstw, liczni przedstawiciele sfer gospodarczych i wielkiego przemysłu. Zarząd miasta reprezentował Wiceprezydent Kulski, świat naukowy Rektor Politechniki Warszawskiej Prof. Warchałowski, Prof. Ponikowski i Prof. Wolfke.

Po powitaniu obecnych przez przewodniczącego zebrania Prezesa Komitetu Budowy inż. Klarnera, szczegółowe sprawozdanie z prac Komitetu Budowy złożył Dyrektor Muzeum Inż. K. Jackowski, przedstawiając m. in. zebranym zarys planu finansowego i oczekiwany udział w kosztach budowy gmachu ze strony przemysłu, zarządu m. Warszawy oraz Skarbu Państwa.

Szczegóły, tyczące się wyboru placu pod budowę gmachu referował członek Komitetu Prof. B. Pniewski.

Krótkie deklaracje, wyrażające pełne uznanie dla organizatorów budowy projektowanego gmachu złożyli w imieniu przemysłu żelaznego gen. dyr. Grodziecki, ceramicznego — prezes inż. Dedziul, przemysłu cementowego — prezes Hollenderski, przemysłu drzewnego — dyr. Czerwiński, przemysłu szklanego — prezes Smyjewski, przemysłu węglowego Prezes Unji Gen. Dyr. Inż. A. Ciszewski.

Prezes Komitetu Budowy inż. Klarner zreasumował wyniki posiedzenia, jako bardzo ważny etap w realizacji idei budowy Muzeum.

Członkowie Komitetu Budowy gorąco dziękowali P. Prezydentowi R. P. za dostojną pieczę i wielką życzliwość, stale okazywaną organizatorom Muzeum w ich trudnej i ciężkiej pracy nad rozbudową tej pożytecznej i niezbędnej placówki społecznej.

KOMUNIKAT

W sprawie Muzeum Przemysłu i Techniki.

Ponieważ dotychczas z dziedziny przemysłu lotniczego do grona członków *wspierających* Muzeum należą jedynie:

Podlaska Wytwórnia Samolotów,
Zrzeszenie Polskich Przemysłowców Lotniczych

jesteśmy proszeni o zwrócenie się do wszystkich przedsiębiorstw i zakładów *lotniczych* z gorącym apelem o zapisywanie się w poczet członków wspierających Muzeum Przemysłu i Techniki w Warszawie, ze składką roczną w wysokości 200 zł.

Należy zauważyć, że na wysoce niewystarczającą ilość członków wspierających ze strony przemysłu *lotniczego* zwrócił uwagę p. Minister Przemysłu i Handlu Floyar-Rajchman w czasie ostatniej wizyty w Muzeum Przemysłu i Techniki.

Jesteśmy głęboko przekonani, że na apel nasz odpowiedzą przychylnie wszystkie przedsiębiorstwa i zakłady z dziedziny przemysłu lotniczego, przyczyniając się tem do utrwalenia podstaw finansowych Muzeum, które przecież będąc emanacją przemysłu polskiego, służy mu bezinteresownie w najbardziej szczytny i szlachetny sposób, gdyż przez pogłębienie kultury technicznej całego narodu.

REDAKTOR: mjr. inż. CZAPLICKI WACŁAW.

5619 Drukarnia Gospodarcza, Warszawa, Wspólna 54. Tel. 8-84-12, 8-28-02.

